H. MIELKE

RAKETENTECHNIK

EINE EINFÜHRUNG

ZWEITE AUFLAGE

VEB VERLAG TECHNIK BERLIN

45,-

MIELKE RAKETENTECHNIK

H. MIELKE

RAKETENTECHNIK

EINE EINFÜHRUNG

ZWEITE, ERGÄNZTE AUFLAGE



VEB VERLAG TECHNIK BERLIN
1960

ES 20 L 5
DK 621.455
623.451.8
629.136.3
Lektoren: *Rudolf Scheinert* und *Hans-Joachim Seifert*
Bestellnummer: 0/2/2501

VLN 201 Dg. Nr. 370/100/60 · Deutsche Demokratische Republik
Satz und Druck: Druckerei Fortschritt Erfurt, Werk II
Schutzumschlag: *Kurt Beckert*, Berli

Vorwort zur zweiten Auflage

Da die erste Auflage dieses Buches verhältnismäßig schnell vergriffen war —, woraus auf ein verbreitetes reales Bedürfnis nach Information auf dem Gebiet der Raketentechnik geschlossen werden kann —, haben sich Verlag und Autor entschlossen, die Herausgabe der zweiten Auflage beschleunigt in Angriff zu nehmen.

In diese zweite Auflage wurde der Abschnitt „4.5 — Zur Ermittlung der Startmassen von Stufenraketen" neu aufgenommen. Einige Änderungen ergaben sich durch die in dieser Auflage durchgeführte konsequente Anwendung der gesetzlichen Einheiten (Verordnung über die physikalisch-technischen Einheiten vom 14. August 1958 — Gesetzblatt I Nr. 56, S. 647). Außerdem wurde das Literaturverzeichnis erweitert und in eine neue Form gebracht.

Für wertvolle fachliche Hinweise zu Fragen der Treibstoffchemie danke ich besonders Herrn *W. Hempel*, Berlin.

Berlin, 1960 *Heinz Mielke*

Vorwort zur ersten Auflage

Die Raketentechnik ist ein Fachgebiet, das noch vor wenigen Jahren von ziemlich untergeordneter oder sogar zweifelhafter Bedeutung für den wissenschaftlichen und technischen Fortschritt der menschlichen Gesellschaft zu sein schien. Die Zweifel vieler Menschen am humanistischen Wert der Entwicklung auf diesem Gebiet waren durchaus verständlich, denn jahrhundertelang dienten „Raketen" und damit auch die ihnen zugrunde liegende Technik kriegerischen Zwecken. Die sich daraus zwangsläufig ergebende negative Einschätzung vermochten auch die seit der Jahrhundertwende aufklingenden Stimmen, die in der Raketentechnik die einzige Voraussetzung für die direkte wissenschaftliche Erschließung des kosmischen Raumes verkündeten, kaum zu ändern. Viele ernsthafte Interpreten derartiger Gedanken wurden bis vor kurzem häufig als belächelnswerte technische und wissenschaftliche Außenseiter betrachtet.

Die Vergangenheit kennt jedoch genügend Beispiele dafür, daß anfängliche kritische Zurückhaltung gegenüber neuen Wegen wissenschaftlicher und technischer Entwicklung schließlich doch vor dem nicht mehr zu verleugnenden praktischen Erfolg kapitulieren mußte. Die jüngste Zeit liefert dafür das markante

Beispiel der wissenschaftlichen Raumfahrt (Astronautik) oder, besser gesagt, der Raumfahrtforschung. Die sowjetischen künstlichen Erdsatelliten und die kosmische Rakete haben wohl auch denen nachdrücklichst die Augen über den Beginn einer neuen Epoche wissenschaftlicher Forschungen geöffnet, die bislang gar nicht oder nur unter Hinweis auf eine sehr ferne Zukunft die Möglichkeit eines direkten Vorstoßes in den Kosmos gelten lassen wollten. Sie sind der Beweis dafür, daß die Raumfahrtforschung schon in der Gegenwart zu einer bedeutsamen und zukunftsreichen wissenschaftlichen Disziplin geworden ist.

Die wichtigste Grundlage aller Arbeiten und Projekte auf diesem Gebiet ist, wie schon *Ziolkowski* vor über 50 Jahren klar erkannte, die Raketentechnik. Das heißt, wer „Raumfahrt" sagt, muß zwangsläufig zuerst „Raketentechnik" sagen. Jeder, der an der Entwicklung auf dem Gebiet der Raumfahrtforschung fachlich oder auch nur allgemein interessiert ist, muß sich daher mit der Raketentechnik und ihren Grundlagen befassen. Daraus ergibt sich, daß in stärkerem Maße als bisher die Probleme der Raketentechnik in Wort und Schrift behandelt werden müssen.

Dies war der Grundgedanke, der zur Entstehung dieses Buches führte. Als reine Einführung in das inzwischen schon recht umfassend gewordene Gebiet der Raketentechnik und ihre praktischen Anwendungsmöglichkeiten vermag es selbstverständlich nur einen Überblick über die Einzelprobleme zu geben. Die Vertiefung des Wissens muß dem Studium der speziellen Fachliteratur überlassen bleiben, von der eine Auswahl in dem Literaturverzeichnis dieses Buches zusammengestellt ist. Die Auswahl der ausgewerteten Literatur war in manchen Punkten recht problematisch. Das bezieht sich vor allem auf die praktische Anwendung des Raketenantriebes und auf die damit in Erscheinung tretenden Ausführungsbeispiele (Triebwerke, Raketen, Raketenflugzeuge, Raketenwaffen usw.).

Man kann nicht daran vorbeisehen, daß es neben den Forschungsraketen leider noch immer Raketenwaffen gibt, sich also wissenschaftliche und militärische Anwendung gegenüberstehen. Das dabei zur Zeit noch erkennbare zahlenmäßige Übergewicht an Angaben und Einzeldaten von Raketenwaffen wurde jedoch bewußt zugunsten einer möglichst breiten Würdigung der Forschungsrakete und ihrer vielfältigen Abarten unterdrückt, denn die Zukunft der Raketentechnik liegt auf dem Gebiet der Antriebsaggregate für Forschungsgeräte, deren Einsatz der friedlichen Entwicklung dient. Diese Konsequenz wird sich in der weiteren Entwicklung der menschlichen Gesellschaft zum Sozialismus zwangsläufig durchsetzen. Es muß sich aber heute schon jeder Einzelne dafür einsetzen, daß die Raketenwaffen ihrer Pseudobedeutung entkleidet werden und der allein menschenwürdige Weg der Entwicklung der Raketentechnik zur rein wissenschaftlichen Anwendung beschritten wird.

Bei der Ausarbeitung dieses Buches kam es hauptsächlich auf die Darstellung des Allgemeingültigen und Prinzipiellen an, wobei es sich zwangsläufig ergab, an vielen Stellen auf Ausführungsbeispiele einzugehen, die bis zum Jahre 1945 in Deutschland entwickelt wurden, da uns verständlicherweise darüber die detai-

liertesten und umfassendsten Angaben zugänglich sind. Auch die an der modernen Raketenentwicklung maßgeblich beteiligten Länder machen zur allgemeinen technischen Darstellung von dieser Möglichkeit weitgehend Gebrauch. Ähnliches gilt für viele neue Geräte Frankreichs, Englands und der USA, die im allgemeinen nicht wesentlich über den Stand der damaligen Entwicklung hinausgehen.

Die sowjetische Wissenschaft hat ihre souveräne führende Stellung mit den bisherigen erfolgreichen Raketenstarts klar unter Beweis gestellt. Warum aber über die speziellen Einzelheiten der hochentwickelten sowjetischen Raketentechnik und über ihre erfolgreichen Versuche bisher nur wenig veröffentlicht ist, wird verständlich, wenn man in dieser Zurückhaltung im besonderen eine Maßnahme gegen Mißbrauch der neuen Erkenntnisse der sowjetischen Wissenschaft und Technik zu kriegerischen Zwecken sieht.

Abschließend verbleibt mir nur noch die angenehme Pflicht, allen Dank zu sagen, die zum Gelingen dieses Buches beigetragen haben. Dies gilt ganz besonders für den Verlag Oborongis, Moskau, der das bei ihm erschienene Buch von *W. I. Feodosjew* und *G. B. Sinjarew* „Einführung in die Raketentechnik“ mit allen Abbildungen zur uneingeschränkten Auswertung freigab. Den Herren Dr. *F. Benesovsky* und Dr. *R. Kieffer*, Planseewerk (Tirol), schulde ich Dank für das bereitwillig überlassene Bildmaterial aus ihrer Arbeit über Hochtemperaturwerkstoffe. Im gleichen Sinne danke ich dem Sekretär der „Deutschen Gesellschaft für Raketentechnik und Raumfahrt“ (DGRR), Stuttgart, Herrn *D. E. Kölle*, für seine sehr wertvolle Hilfe bei der Beschaffung von Bildmaterial. Weitere wertvolle Unterlagen verdanke ich den Herren *T. Lacey*, Fairey Aviation Comp., *R. D. Stewart*, Thiokol Chemical Corp., *S. Veale*, Napier & Son Ltd. und *J. M. Dukert*, Glenn-Martin Comp., sowie den Pressediensten der SEPR und der Lockheed Aircraft Corp.

Der VEB Verlag Technik erwies sich als verständnisvoller Förderer meiner Arbeit, der mich bei der Ausarbeitung des Manuskripts und der Auswahl des Bildmaterials jederzeit mit Rat und Hilfe unterstützte.

Berlin, 1959 *Heinz Mielke*

Inhaltsverzeichnis

Einleitung

Die Entwicklung eines technischen Spezialzweiges findet ihren nachhaltigsten Niederschlag in den für die praktische Anwendung geschaffenen Geräten. Diese Feststellung ist im Grunde trivial, sie erlangt jedoch für das Gebiet der Raketentechnik eine große Bedeutung. Bisher stehen nur zwei Anwendungsbereiche für Raketentriebwerke im Vordergrund, die aber zugleich krasseste Gegensätze darstellen, Gegensätze, die sich auch allgemein auf dem Wege der Entwicklung der Menschheit erkennen lassen. Auf der einen Seite steht das antihumanistische Extrem der Raketentechnik mit rein militärischer Zielsetzung in Gestalt lebensbedrohender Raketenwaffen, auf der anderen dagegen der Einsatz der Raketentechnik für friedliche wissenschaftliche Forschung im Streben nach höchsten menschlichen Werten und zur daraus folgenden Nutzanwendung für die menschliche Gesellschaft. Raketen als Waffen und Raketentriebwerke als Antriebsmittel für Geräte der Höhenforschung und der wissenschaftlich fundierten Raumfahrt (Astronautik) stehen sich also hier gegenüber.

Dieser in den extremen Anwendungsbereichen zum Ausdruck kommende Gegensatz übt auch einen recht nachhaltigen Einfluß auf Betrachtungen zum geschichtlichen Werdegang der Raketentechnik aus. Die Geschichte der Rakete war in der Vergangenheit vorwiegend die Geschichte eines im Wandel der Jahrhunderte mehr oder weniger bedeutenden Zweiges der Waffentechnik allein. Das heißt, sowohl die Entwicklung der ersten brauchbaren praktischen Grundlagen als auch gewisse laufende Verbesserungen entsprangen bis gegen Ende des vorigen Jahrhunderts fast nur militärischen Zielsetzungen. Die Fortschritte ergaben sich dabei zumeist auf empirischem Wege, da eine umfassende theoretische Behandlung der Probleme des Raketenantriebs durch das Fehlen gewisser Elementaransätze bis in die letzten Jahrzehnte des 19. Jahrhunderts hinein noch nicht möglich war. Diese für die weitere Entwicklung der Raketentechnik entscheidenden Grundlagen wurden dann um die Jahrhundertwende bemerkenswerterweise von Männern geschaffen, denen die Belange der Waffentechnik fremd und uninteressant waren. Diese Männer entwickelten ihre Überlegungen sozusagen aus dem Übergang der Epoche eines phantasievoll utopischen Gedankengebäudes um den Flug in die Tiefen des kosmischen Raums zur Epoche der technischen Verwirklichung dieses jahrhundertealten Menschheitstraumes. Mit anderen Worten, die von diesen Pionieren des wissenschaftlichen Raumfahrtgedankens (*N. I. Kibaltschitsch, H. Ganswindt, K. E. Ziolkowski, R. Esnault-Pelterie, H. Oberth, F. v. Hoefft*) in genialer Einsicht vollzogene Verknüpfung zwischen Raketentechnik und Astronautik schuf erst die Ansätze für die gesamte Entwicklung der modernen Raketentechnik. Von ihnen wurden fast alle grundlegenden Prinzipien der modernen Raketenpraxis erarbeitet und die heute in Angriff genommenen Wege der wissenschaftlichen Erschließung des kosmischen Raums vorausgesehen. Das Zentrum der ersten wissenschaftlich exakten Behandlung der anfallenden Probleme lag

tbar in Europa (*Meschtscherski, Ziolkowski, Esnault-Pelterie, Oberth*). Es istorisch erwiesene Tatsache, daß in diesem Kreis der geniale *K. E. Ziol*inen Kollegen in vieler Hinsicht um mehr als ein Jahrzehnt voraus war.
daher nicht nur als ein leuchtendes Symbol der unerschöpflichen eiten eines Landes der neuen, sozialistischen Gesellschaftsordnung werden, wenn am 4. Oktober 1957 der erste astronautische Flugkörper I) in der Sowjetunion erfolgreich gestartet wurde, sondern auch als ıng der epochemachenden Arbeiten des russischen Raketen- und Raumiers *Konstantin Eduardowitsch Ziolkowski.*
zeichnung *Rakete* (russ. ракета,, engl. rocket) ist offenbar aus einem lienischen Ursprungs *rocchetta* abgeleitet, was soviel wie *Spindel* oder bedeutet und auf die äußere Form einfacherer Feststoffraketen Bezug)ie italienische Herkunft der Bezeichnung Rakete hängt vielleicht damit n, daß die erste Erwähnung der Rakete in Europa in einer Schrift des ; *Muratori* 1379 erfolgte. 1405 beschreibt dann auch *Conrad Keyser von* eingehend die einfache Stabrakete (Cod. phil. 63, Univ. Bibl. Göttingen). ıgeschichte der Rakete dürfte jedoch noch weit in die Zeit vor dem ıundert zurückreichen. Sie verliert sich schließlich im Dunkel der llierbaren, sagenhaften Überlieferungen der Völker des Altertums ı, Griechen, Araber). Mit einem recht hohen Grad an Wahrscheinlichkeit ehmen, daß die frei aufsteigende Rakete als Kriegsmittel zuerst in China :t wurde. Diese Entwicklung könnte um 1200 herum aus den schon China gebräuchlichen Brandpfeilen erfolgt sein, wobei als Treibstoff ßlich feste brennbare Substanzen, in der Hauptsache vermutlich Schießerwendung fanden. So wurden schließlich erstmalig in einer chinesischen „Lanzen des stürmenden Feuers“ erwähnt, die bei der Belagerung der ıen Stadt Oien King (1232) zum Einsatz kamen und am besten wohl als Stabraketen mit Brandsätzen als Kampfladung interpretiert werden Auch die Beschreibung von Raketen als „Pfeile von China“ in einem erschienenen Buch des Arabers *Hassan al Rammah* über Kriegstechnik a als Ursprungsland der Kriegsrakete vermuten.
en Schriften aus dem 15., 16. und 17. Jahrhundert findet man dann immer wieder als Mittel der Kriegstechnik erwähnt. Einige asiatische erasiatische Fürsten hatten sich sogar ständige Raketenkorps in ihren aufgebaut. So hielt sich der Fürst von Mysore (Indien) ab 1782 ein corps von 5000 Mann. Die Fortschritte in den Leistungen der eingesetzten ceten waren jedoch nur gering. Die Reichweiten lagen bei einigen hundert vas mehr als tausend Metern, die Gewichte der Wurfkörper bei einigen
Von besonderer Bedeutung für die Entwicklung der Raketenwaffenı Europa wurde das Jahr 1799. In der erbitterten Schlacht um Seringaischen Indern und Engländern lernte der englische Oberst *W. Congreve* ung der indischen Raketenwaffen nachdrücklichst kennen. Ab 1804 r selbst in England mit Entwicklungsarbeiten, die verhältnismäßig h verliefen und vor allem in ihren weiteren Auswirkungen zur Einführung tenartillerie in anderen europäischen Ländern führten. *Congreve* erreichte)5 Flugweiten bis zu etwa 2,5 km und verwendete für den militärischen Raketen mit Startgewichten bis zu etwa 15 kp. Ihren größten „Erfolg“ die Arbeiten *Congreves* im Jahre 1807, als durch einige tausend von

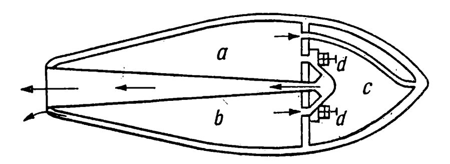
englischen Schiffen her abgelassene Raketen Kopenhagen in Brand gesteckt wurde.

Die Entwicklungsarbeit an Pulverraketen hatte inzwischen in einem anderen europäischen Lande einen durchaus selbständigen Weg genommen. Ausgehend von den Darstellungen des Rüstmeisters *Onisim Michailow* (um 1615) über russische Raketen, führte die allgemeine Entwicklung in Rußland unter *Peter I.* schon 1680 zum Aufbau einer speziellen Raketenlehranstalt. Es ist dabei recht bemerkenswert, daß noch unter *Peter I.*, der bei den Arbeiten sogar selbst mitwirkte, eine Signalrakete geschaffen wurde, die eine Gipfelhöhe von 1000 m erreichte und wegen ihrer vorzüglichen Eigenschaften noch bis Ende des 19. Jahrhunderts zur militärischen Ausrüstung gehörte. Eine breitere Anwendung der Artillerieraketen erfolgte in Rußland bis zu den zwanziger Jahren des 19. Jahrhunderts nicht, da sie stets im Schatten der ausgezeichneten Geschützartillerie standen. Erst die Fortsetzung der Arbeiten an Raketen unter General *A. D. Sasjadko* erbrachte auch die breitere Einführung der Artillerierakete in die russische Armee; sie wurde z. B. bei Kriegsoperationen im Kaukasus (1825) während des Russisch-Türkischen Krieges eingesetzt. Den höchsten Entwicklungsstand erreichte die russische Raketenartillerie im vorigen Jahrhundert unter General *K. I. Konstantinow.* Er verbesserte Herstellungstechnologie und Leistungen der Pulverraketen erheblich und erweiterte den Anwendungsbereich der Raketenwaffen wesentlich. Seine Bemühungen erstreckten sich vor allem auch auf die Einführung verbesserter Meßgeräte im Entwicklungsbetrieb. Die unter seiner Leitung hergestellten Raketen erreichten bis zu 4000 m Flugweite. Auf Grund seiner umfassenden Verdienste wird *Konstantinow* auch vielfach als der eigentliche Begründer der späteren russischen Raketenartillerie angesehen.

In der zweiten Hälfte des 19. Jahrhunderts vermochte die Raketenartillerie dann nicht mehr den Fortschritten der Geschützartillerie in bezug auf Reichweite und Treffgenauigkeit zu folgen, und mit dem Sinken der militärischen Bedeutung der Rakete verschwand auch der Raketenantrieb fast gänzlich aus der technischen Praxis. Lediglich auf dem Gebiet des Seenotrettungsdienstes fanden in verschiedenen Ländern auch fernerhin noch Raketen hervorragende Einsatzmöglichkeiten. Dieser Anwendungsbereich blieb bis zur Verknüpfung von Raketentechnik und Raumfahrtgedanken überhaupt das einzige Beispiel für eine humane Verwendungsmöglichkeit des Raketenantriebs, wenn man von den Feuerwerksraketen absieht. Der Gedanke, Raketen zum Transport von Leinen zu havarierten Schiffen zu verwenden, geht auf Anregungen und Versuche des französischen Kapitäns *Treugouse* (1807) zurück. Jedoch erst mehr als 20 Jahre später setzte sich die Seenotrettungsrakete allgemein durch.

Es wurde schon angedeutet, daß das Wiederaufleben des Raketenantriebs um die Jahrhundertwende durch Gedanken angeregt wurde, die von Untersuchungen zu Fragen der technischen Grundlagen für den Flug in den kosmischen Raum ausgingen. Abgesehen von den ersten noch wenig durchgefeilten Überlegungen des russischen Revolutionärs *N. I. Kibaltschitsch* und den in vielen Punkten schon weitergehenden Betrachtungen des deutschen Erfinders *H. Ganswindt* (1881) waren es vor allem die streng wissenschaftlichen Bemühungen des in Kaluga lebenden russischen Mathematikers *K. E. Ziolkowski*, die unter anderem auch der Raketentechnik ihr neues Gesicht gaben. *Ziolkowski* schuf in mühevoller theoretischer Kleinarbeit bis zum Jahre 1903 die ersten exakt wissenschaftlichen

Grundlagen der Raketentechnik und Astronautik. In seiner 1903 in der Zeitschrift „Wissenschaftliche Rundschau" erschienenen Arbeit „Erforschung des Weltraums mittels Rückstoßapparaten" gab er unter anderem auch zum erstenmal die seitdem klassische Grundformel für die Berechnung der maximalen Fluggeschwindigkeit einer Rakete an (s. Abschn. 1.3). In nüchterner Würdigung dieser ersten Leistungen und unter Berücksichtigung aller weiteren, noch bis kurz vor seinem Tode am 13. September 1935 geleisteten Arbeiten ist es nur zu begründet, wenn man heute allgemein *K. E. Ziolkowski* als den Vater der wissenschaftlichen Raumfahrt und der damit verbundenen Raketentechnik feiert.

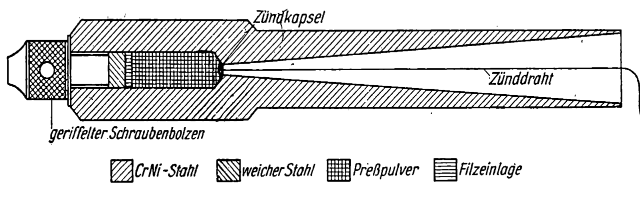


Sauerstoff-Wasserstoff-Rakete nach Ziolkowski
a flüssiger, frei verdampfender Sauerstoff; *b* flüssiger Wasserstoff; *c* Kabi *d* Pumpen

Besonders bemerkenswert an den Arbeiten *Ziolkowskis* ist die Tatsache, daß er schon von Anfang an seine technischen Überlegungen auf dem damals noch völlig neuen Prinzip der Verwendung flüssiger Treibstoffe aufbaute. Seine ersten Entwürfe enthalten schließlich auch noch eine ganze Reihe von Grundideen, die sich in der Folgezeit als elementare konstruktive Grundprinzipien für den Bau von Flüssigkeitstriebwerken erwiesen. So schlug er u. a. die Pumpenförderung für die flüssigen Treibstoffe vor, erfand das Prinzip der Flüssigkeitskühlung der Brennkammer durch eine Treibstoffkomponente, erkannte die Möglichkeit der Lenkung von Raketen im leeren Raum durch im austretenden Feuergasstrahl arbeitende Strahlruder und wies auf die Verwendung von Kreiseln als Kernstücke der Steuerorgane für Raketen und Raumschiffe hin. Von der Fülle der Ideen *Ziolkowskis* vermag der Hinweis eine Vorstellung zu geben, daß er während seiner 40jährigen wissenschaftlichen Tätigkeit insgesamt etwa 580 Arbeiten schrieb. Davon entfallen auf die Zeit vor der Oktoberrevolution etwa 130 Arbeiten und auf die Zeit unter der Sowjetmacht etwa 450. Dieses Verhältnis ist auch zugleich eindeutig ein Maß für die Bedeutung, die die Sowjetunion den Arbeiten *Ziolkowskis* beimaß, und der daraus resultierenden Unterstützung seiner wissenschaftlichen Tätigkeit. Ihren umfassendsten Niederschlag fanden die Arbeiten *Ziolkowskis* schließlich in einer umfangreichen Veröffentlichung aus dem Jahre 1924 unter dem Titel „Eine Rakete in den kosmischen Raum".

Mehr oder weniger unabhängig voneinander und von den Arbeiten *Ziolkowskis* fanden auch in anderen Ländern Europas und in den USA Forscher den Weg zur modernen Raketentechnik. In Frankreich war es vornehmlich der Naturwissenschaftler *R. Esnault-Pelterie*, der sich zwischen 1905 und 1910 mit dem Problem des Rückstoßantriebs wissenschaftlich zu befassen begann. Aus der gleichen Zeit datieren etwa auch die Bemühungen des Österreichers *F. v. Hoefft*. Aber ihre Arbeiten und ebenso die einiger anderer Forscher gelangten jedoch bei weitem nicht zu der Bedeutung, die etwa bis zum Jahre 1925 der Tätigkeit des Amerikaners *R. H. Goddard* und des aus Siebenbürgen stammenden *H. Oberth* zukam.

Goddard begann die Vorarbeiten zu seinen grundlegenden, hauptsächlich experimentellen Untersuchungen etwa um das Jahr 1910. Er beschäftigte sich zunächst ausschließlich mit Feststoffraketen und ermittelte zahlreiche experimentelle Daten. Die für die damalige Zeit außerordentlich wichtigen Ergebnisse seiner praktischen und theoretischen Untersuchungen veröffentlichte er 1919 in seiner Arbeit „A method of reaching extreme altitudes". Später wandte sich *Goddard* den Flüssigkeitstriebwerken zu (1924) und brachte schließlich 1929 eine Flüssigkeitsrakete zum Start, die jedoch schon in etwa 300 m Höhe explodierte. Ein großer Teil der Goddardschen Arbeiten verlief dann unter dem Deckmantel



Feststoff-Raketentriebwerk nach R. H. Goddard

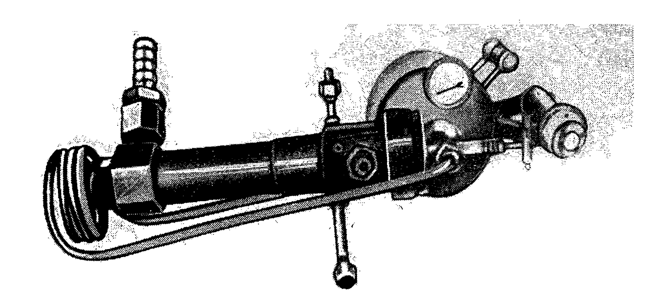
der militärischen Geheimhaltung, da man sich in den USA offenbar ziemlich frühzeitig für die militärischen Perspektiven der neuen raketentechnischen Möglichkeiten zu interessieren begann.

Die Untersuchungen *Oberths* waren von ähnlicher Tiefe und Breite wie die *Ziolkowskis*, gingen in vielen Punkten der Praxis sogar über zeitgleiche Bemühungen hinaus. Er befaßte sich derart eingehend und umfassend mit allen Fragen der theoretischen und praktischen Raketentechnik, daß sein 1923 erschienenes Werk „Die Rakete zu den Planetenräumen" zu dem bedeutendsten Standardwerk seiner Zeit wurde. Das von ihm erstmalig angegebene Prinzip der Schleierkühlung für Brennkammer und Ausströmdüse (s. Abschn. 4.32) muß als einer der bedeutendsten Beiträge zur Entwicklung von Hochleistungs-Raketentriebwerken angesehen werden.

In der Sowjetunion bildeten im weiteren Verlauf die Forschungen *Ziolkowskis* die Grundlage für die Tätigkeit einer ganzen Generation von Schülern und begeisterten Anhängern. Es ist dabei unmöglich, auf beschränktem Raum alle Einzelheiten des weiteren Weges darzustellen. Zu den frühesten Anhängern *Ziolkowskis* zählten *N. I. Tichomirow*, *B. S. Petropawlowski*, *F. A. Zander* und *J. W. Kondratjuk*. Auf das schöpferische Wirken der beiden Erstgenannten gehen die Grundlagen zurück, nach denen später die bekannten sowjetischen Raketenwerfer des 2. Weltkriegs (Katjuschas) entwickelt wurden. Die eigentlichen Ideen *Ziolkowskis*, die Anwendung des Raketenantriebs für den kosmischen Flug, wurden besonders von *Zander* und *Kondratjuk* weiter verfolgt. Die Arbeiten *Zanders* gehen dabei bis auf das Jahr 1910 zurück, und seine weitere Tätigkeit war von großer Fruchtbarkeit für die Entwicklung der sowjetischen Raketentechnik. So führte er unter anderem 1930 die ersten Erprobungen mit dem Versuchstriebwerk OR-1 auf einem kleinen Prüfstand durch. Dieses Flüssigkeitstriebwerk sollte der Ausgangspunkt werden für die Entwicklung eines Raketentriebwerks für Flugzeuge. Das Nachfolgemuster OR-2 wurde mit Benzin—Sauerstoff als

Treibstoff erprobt. Die langwierigen Entwicklungsarbeiten führten schließlich am 28. Februar 1940 auf einem Flugplatz bei Moskau zum ersten erfolgreichen Flug unter *W. P. Fjodorow.*

Neben der Entwicklung auf dem Sektor der Raketenpraxis standen in der Sowjetunion auch laufend Bestrebungen zu einer allgemeinen Verbreitung des Wissens um die Raketentechnik und Raumfahrt. So erfolgte schon 1924 die Bildung einer Organisation zur Untersuchung des Raumfahrtproblems unter Leitung des Direktors des Aero- und Hydrodynamischen Instituts in Moskau.



Flüssigkeits-Raketentriebwerk OR-1

1927 wurde dann in Moskau die erste *Internationale Ausstellung für Raumschifffahrt* durchgeführt. Ab 1928 erscheint ein mehrbändiges Sammelwerk über Raketentechnik und Weltraumfahrt von *N. Rynin.* Aber auch viele Einzeldarstellungen mit streng fachlicher Zielsetzung erscheinen von dieser Zeit an. Die ersten Arbeiten *W. P. Gluschkos* über Flüssigkeitstriebwerke wurden 1929 veröffentlicht. Bei *Gluschkos* praktischer Prüfstandsarbeit kamen als Oxydator flüssiger Sauerstoff, Stickstoffdioxyd und Salpetersäure sowie als Brennstoff Benzin und Toluol zur Anwendung. *M. K. Tichonrawow* entwickelte einige Typen von Flüssigkeitsraketen für Zwecke der Höhenforschung und führte 1933 eine Reihe erfolgreicher Aufstiege durch. In den Jahren 1934 und 1935 kamen Arbeiten von *W. P. Gluschko, S. P. Koroljew* und *J. A. Pobedonoszew* über Flüssigkeitstriebwerke zur Veröffentlichung. In dieser nur kurzen Übersicht sind manche Namen enthalten, die heute in engstem Zusammenhang mit den erfolgreichen Entwicklungen der sowjetischen Raketentechnik bis zu interkontinentalen ballistischen Raketen und Satellitenträgerraketen genannt werden. Daraus läßt sich dann auch der Bogen erkennen, der sich in der Sowjetunion glatt und harmonisch von den Anfängen *Ziolkowskis* bis zu den letzten, epochemachenden Erfolgen der sowjetischen Raketentechnik spannt.

Zu ähnlichen Erscheinungen wie in der Sowjetunion kam es auch in Deutschland nach der Veröffentlichung des grundlegenden Werkes von *Oberth.* Das Interesse für Raumfahrt und Raketentechnik stieg rasch an, vor allem in Kreisen der Techniker. 1925 veröffentlichte *W. Hohmann* sein Werk „Die Erreichbarkeit der Himmelskörper", in dem aber hauptsächlich mehr die äußere Ballistik der zukünftigen Raumschiffe behandelt wird, dies jedoch außerordentlich gründlich

und umfassend. In Wien wurde 1926 die *Wissenschaftliche Gesellschaft für Höhenforschung* unter dem Vorsitz von *F. v. Hoefft* und dem Sekretariat von *G. v. Pirquet* gegründet. 1926 begann dann *E. Sänger* seine theoretischen Arbeiten zu den Problemen der Raketenthermodynamik, der Raketentechnik sowie des Höchstgeschwindigkeitsfluges. Sein 1933 erschienenes Buch „Raketenflugtechnik" gilt für die gesamte Folgezeit als das bedeutendste deutschsprachige Werk auf dem Gebiet der Raketentechnik.

Weiterhin wurde am 5. Juli 1927 in Deutschland der *Verein für Weltraumschiffahrt* unter dem Vorsitz von *J. Winkler* gegründet. Obwohl sich diese Organisation schon 1929 wieder auflöste, gelangen dem unermüdlichen *Winkler* im Februar und März 1931 die ersten Startversuche mit Flüssigkeitsraketen. In die gleiche Zeit fiel das erste aktive Auftreten *M. Valiers*, der sich in den folgenden Jahren um die Popularisierung der Raketentechnik verdient gemacht hat. Auf seine Ideen gingen die ersten erfolgreichen Versuche mit erdgebundenen bemannten Fahrzeugen mit Raketenantrieb zurück. Am 11. April 1928 absolvierte das erste Raketenauto der Welt auf der Versuchsstrecke der Opelwerke in Rüsselsheim seine erste Fahrt unter der Führung des Rennfahrers *Volkhart*. Am 23. Mai des gleichen Jahres wurde ein verbessertes Raketenauto auf der Avus bei Berlin vorgeführt, wobei eine Höchstgeschwindigkeit von mehr als 200 km/h erzielt wurde. Im Jahre 1929 erfolgte dann der erste „echte" Raketenflug der Welt mit einem von *F. v. Opel* gesteuerten Segelflugzeug, dessen Startantrieb allein mit Hilfe von Feststoffraketen erzielt wurde. Die Bemühungen des Automobilindustriellen *F. v. Opel* beruhten weitgehend auf Reklameabsichten. Anschließend erprobten *Valier* und *Opel* verschiedene Typen von Raketenschlitten. *M. Valier* verunglückte tödlich bei Laboratoriumsversuchen mit einem Flüssigkeitstriebwerk am 17. Mai 1930.

Auf die weitere Entwicklung der privaten Bestrebungen zu Raumfahrt und Raketentechnik in Deutschland einzugehen, ist kaum möglich. Erwähnenswert ist vielleicht noch die Gründung des *Raketenflugplatzes Berlin* (1930) in Berlin-Reinickendorf durch *R. Nebel*. Hier war in gewisser Hinsicht der Sammelplatz der Männer (*Nebel, Riedel, Oberth, v. Braun*), die in der Folgezeit den Verlauf der deutschen Raketenentwicklung in entscheidendem Maße beeinflussen sollten. Nach Vorarbeiten in Kummersdorf bei Berlin wurde 1936 die Heeresversuchsanstalt Peenemünde gegründet. Damit war gleichzeitig eine weitgehende Drosselung aller privaten Bemühungen um Raketentechnik und Astronautik verbunden. In Vorbereitung des imperialistischen Raubkrieges senkte sich in Deutschland der Schleier der militärischen Geheimhaltung über die Arbeiten der Raketenfachleute. Nur wenige Einzelheiten lassen sich noch aus der anschließenden Zeit zur allgemeinen Kenntnisnahme bringen. Ein Ereignis sollte jedoch noch erwähnt werden, und zwar der Flug des ersten Raketenflugzeugs der Welt mit Flüssigkeitstriebwerk am 20. Juni des Jahres 1939 in Peenemünde. An diesem Tage blieb eine He 176 unter der Führung von *E. Warsitz* für 50 Sekunden in der Luft, wobei ein Walter-Raketentriebwerk als alleiniger Antrieb des Flugzeugs verwendet wurde. Der für Jahre unterbrochene Entwicklungsweg führte dann 1944 zum ersten Abfangjäger mit Raketentriebwerk (Me 163). Über die Entwicklung der Technik von Flüssigkeitsgroßraketen in Deutschland dürfte mit dem Hinweis auf das in Peenemünde entwickelte Aggregat 4 alles gesagt sein. Die Arbeiten der deutschen Raketenspezialisten (*Oberth*,

v. Braun, Sänger, Zborowski) wurden zu einem militärischen Hilfsmittel des Faschismus.

Die Entwicklung der Raketentechnik nach 1945 wurde in einigen Ländern (USA, Frankreich) stark von den Ergebnissen der deutschen Raketenforschung beeinflußt. Die amerikanische Raketenforschung konnte sich auch bis in die Gegenwart hinein von diesem Einfluß noch nicht völlig freimachen. Es muß in diesem Sinne immerhin als bezeichnend angesehen werden, daß der erste auf amerikanischem Boden gestartete künstliche Erdsatellit (Explorer I) seine Existenz im wesentlichen der Arbeit von deutschen Raketenspezialisten um *W. v. Braun* verdankt. Dagegen ist es zu einer unumstößlichen Tatsache geworden, daß die von der Sowjetunion gestarteten ersten künstlichen Satelliten der Erde (Sputnik I und II) als völlig selbständige Leistung der sowjetischen Raketentechnik zu betrachten sind. Mit diesen ersten, epochemachenden Erfolgen der sowjetischen Raketentechnik bahnt sich aber zugleich auch die von Männern wie *Kibaltschitsch, Ziolkowski, Ganswindt* und *Oberth* vorausgesehene Entwicklung zur Erschließung des kosmischen Raums an. Der Grad der Beherrschung der Raketentechnik wird dabei die fundamentale und entscheidende Rolle spielen. Eine erste Einführung in diese so bedeutsame und fesselnde technische Disziplin sollen die nachfolgenden Ausführungen und Betrachtungen vermitteln.

1 Grundlegende Beziehungen in der Theorie der Raketenantriebe

1.1 Klassische Mechanik und Strahlantrieb

Sehr verbreitet ist die Ansicht, daß der Strahlantrieb grundsätzlich eine Antriebsmechanik voraussetzt, die erst auf Grund besonderer moderner Erkenntnisse gewonnen werden konnte. Das trifft jedoch in keiner Weise zu. Gewiß sind besondere Erfahrungen und Erkenntnisse zu seiner praktischen Anwendung notwendig, sie lagen und liegen aber ausschließlich auf dem Sektor der technischen Ausführungsbeispiele. Die elementaren physikalischen Grundlagen des Strahlantriebs gehören schon seit langem zum gesicherten Erfahrungsgut der Wissenschaft.

In den von *Isaac Newton* aufgestellten Axiomen der klassischen Mechanik sind auch die Prinzipien der Mechanik des Strahlantriebs eingeschlossen, und mit ihrer Hilfe lassen sich alle grundlegenden Fragen eindeutig beantworten.

Zunächst sei aber dabei nicht übersehen, daß trotz dieser Formulierung eine weitere irrige Ansicht sehr verbreitet ist und vielen Menschen das Verständnis für die Vorgänge beim Strahlantrieb erschwert. Gemeint ist die Vorstellung, daß der Vortrieb beim Strahlantrieb durch das „Abstoßen" des Körpers mit Hilfe des austretenden Gasstrahls am umgebenden Medium (Luft, Wasser) erfolgt.

Diese irreführende Ansicht vom „Abstoßen" hat ihre Ursache wohl in der eingeengten Betrachtungsweise der alltäglichen Umwelt. Dort ergibt sich allerdings der Begriff „Abstoßen", wenn man das Beispiel eines Fischers nimmt, der seinen Kahn unter Einsatz einer langen Stange, die er auf den Seegrund stützt, am Seeufer entlang bewegt. Ermöglicht wird diese Bewegung im wesentlichen durch die Reibung fester Körper. Was würde aber geschehen, wenn der Fischer versucht, sich mit seiner Stange an einem anderen frei schwimmenden Kahn abzustoßen? Gewiß erhält auch hierbei sein eigener Kahn einen gewissen Vortrieb, allerdings ist er nun wesentlich geringer als im ersten Fall. Gleichzeitig ist zu beobachten, daß der andere Kahn ebenfalls einen Vortrieb erhält, jedoch in entgegengesetzter Richtung. Um den Ausgang dieses zweiten Versuchs zu verstehen, der durchaus in innerem Zusammenhang mit der Mechanik des Strahlantriebs steht, müssen die Axiome der Newtonschen Mechanik herangezogen werden.

Für die weiteren Betrachtungen erweist es sich dabei als notwendig, zunächst den Impulsbegriff einzuführen. Als *Impuls* wird, in Anlehnung an *Newton*, definiert das Produkt I aus der Masse m eines Körpers und seiner Geschwindigkeit v:

$$I = m v \,. \tag{1.1}$$

Newton erkannte weiterhin, daß der Impuls eines Körpers, auf den keine äußeren Kräfte wirken, unveränderlich ist:

$$I = m v = \text{const} \,. \tag{1.2}$$

Um den Impuls zu ändern, ist somit die Einwirkung einer äußeren Kraft auf den Körper Voraussetzung. Die zeitliche Änderung des Impulses erweist sich der wirkenden Kraft proportional, und die Richtung der Impulsänderung stimmt mit der Richtung der angreifenden Kraft überein:

$$K = \frac{\mathrm{d}(mv)}{dt}. \tag{1.3}$$

Wird in Gleichung (1.3) die Masse als konstant vorausgesetzt, so läßt sich auch schreiben

$$K = m\frac{\mathrm{d}v}{dt}, \tag{1.4}$$

und es ergibt sich das bekannte *Newtonsche Beschleunigungsgesetz.*

Bisher wurde stets betont von *äußeren* Kräften gesprochen. Aber gerade die Betrachtung der diesen gegenüberstehenden sogenannten *inneren* Kräfte eines Körpers oder, besser ausgedrückt, eines Massensystems hat eine wesentliche Bedeutung für das Verstehen weiterer Zusammenhänge. Ein einfaches Beispiel mag dies erläutern.

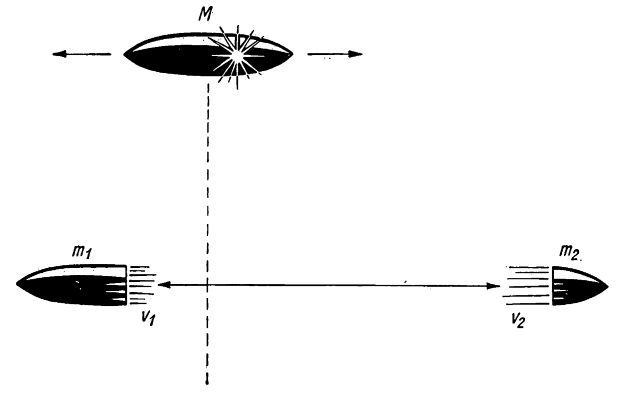


Bild 1.1 Rückstoßprinzip

In einem von irgendwelchen Medien und äußeren Kräften freien Raum befinde sich eine Masse M. Dann soll eine in der Masse eingeschlossene Explosivstoffmenge entzündet werden (Bild 1.1). Die Freigabe dieser inneren Kraft des Systems hat zur Folge, daß die Teilmassen m_1 und m_2 mit bestimmten Geschwindigkeiten auseinandergetrieben werden. Nachdem also die Teile des ursprünglich starren Massensystems beweglich geworden sind, äußert sich die innere Kraft der Explosion als an den einzelnen Teilen angreifende scheinbar äußere Kräfte.

Wesentlich sind bei diesem Vorgang drei Feststellungen. Erstens ändert der ursprüngliche Massenschwerpunkt des Systems seine Lage nicht. Zweitens bleibt

der Gesamtimpuls des Systems unverändert. Drittens wird das nur dadurch möglich, daß jede Teilmasse einen Impuls erhält, der genau so groß ist wie der der anderen Teilmasse, in seiner Richtung aber gerade entgegengesetzt, also:

$$m_1 v_1 = m_2 v_2 . \tag{1.5}$$

Newton formulierte weiterhin das bekannte und für den Strahlantrieb so bedeutsame Axiom

actio = reactio.

Es besagt, daß immer dort, wo in einem als abgeschlossen zu betrachtenden Massensystem innere Kräfte zur Wirkung auf einzelne Teile des Systems kommen, der Wirkung (actio) auf eine der betroffenen Massen des Systems eine gleich große Gegenwirkung (reactio) auf andere Masseteile gegenübersteht.

Daraus ergibt sich auch die Ursache für die verheerende Wirkung von Kesselexplosionen. In dem Augenblick, wo ein Teil des Kessels durch Zerreißen des Materials frei beweglich wird, erhält er durch die auf ihn wirkende innere Kraft der Dampfspannung einen Impuls nach Gl. (1.5). Da aber die Kraft der Dampfspannung für das Gesamtsystem eine innere Kraft bleibt, kann sich die Lage des Schwerpunkts nicht verändern, und demzufolge erhält auch der verbliebene Rest des Kessels einen entsprechenden Impuls. Das kann dazu führen, daß der vielleicht noch recht ansehnliche Kesselrest aus seinem Fundament gerissen wird und mit der vernichtenden Gewalt eines Geschosses nach der entgegengesetzten Seite davonfliegt.

Unter Berücksichtigung der Umstände, die zu Gl. (1.5) geführt haben, wird jetzt auch klar, daß der zweite Versuch des Fischers im genannten Beispiel gar nicht anders ausfallen konnte. In dem Gesamtsystem der zwei Kähne plus Mensch muß seine Muskelkraft zwangsläufig jedem der beiden frei beweglichen Kähne einen Impuls mitteilen.

Das Ergebnis der beiden Versuche des Fischers läßt sich also im Prinzip etwa folgendermaßen deuten: Man muß zwei Möglichkeiten der Kraftäußerung zur Erzielung einer Fortbewegung oder eines Vortriebs unterscheiden. Einmal kann man die Reibung fester Körper, die durch ihr Gewicht auf eine feste Unterlage gedrückt werden, dazu heranziehen, wie zum Beispiel beim Laufen, Springen und bei der Fortbewegung mit Hilfe von Rädern. Dies führt zur alltäglichen Vorstellung vom „Abstoßen" oder „Abstützen". Bei der Fortbewegung in einem Raum, der nur von einem frei beweglichen Medium (Wasser, Luft) erfüllt ist, entfällt diese Möglichkeit jedoch, und es bleibt nur der Weg über das durch die Newtonschen Impulsbetrachtungen erfaßbare Fortschleudern von Masseteilen innerhalb eines als abgeschlossen zu betrachtenden Massensystems auf Grund innerer Kräfte dieses Systems.

Mit anderen Worten, der Propeller eines Flugzeugs schraubt sich nicht etwa durch die Luft wie eine Holzschraube durch ein Brett. Sein Vortrieb kommt vielmehr dadurch zustande, daß seine Form und rotierende Bewegung einem Teil des umgebenden beweglichen Mediums Luft eine Geschwindigkeit entgegengesetzt zur beabsichtigten Bewegungsrichtung des Flugzeugs erteilen. Damit wird dann die Gl. (1.5) gültig, und das Prinzip von actio = reactio erzwingt als Gegenwirkung zum Impuls des fortgeschleuderten Luftstrahls einen Impuls am Flugzeug, der nach Gl. (1.3) als dessen Vortriebskraft wirksam wird. Die auf das

Flugzeug übertragene Reaktionskraft kann als *Rückstoßkraft* bezeichnet werden und die Antriebsform damit als *Rückstoßantrieb.* Gleichzeitig haben wir damit, im Grunde genommen, schon das Prinzip des Strahlantriebs erklärt. Sein Kennzeichen ist das Auftreten einer Rückstoßkraft durch Fortschleudern eines Stroms von Masseteilchen nach einer Richtung. Somit ist auch die Gleichwertigkeit der Begriffe *Strahlantrieb* und *Rückstoßantrieb* verständlich.

Um korrekt zu sein, sei jedoch kurz vermerkt, daß es allgemein nicht üblich ist, Propellertriebwerke zu den Strahltriebwerken zu rechnen, jedenfalls nicht im engeren Sinne. Dazu zählt man vielmehr nur solche, bei denen der Antriebsstrahl unter Vermeidung besonderer mechanischer Vorrichtungen seine Bewegungsgeschwindigkeit erhält. Die weiteren Ausführungen werden dies näher erläutern.

Bisher wurde der Strahlantrieb also im wesentlichen als Möglichkeit zur Fortbewegung in beweglichen Medien betrachtet. Ohne jede Mühe läßt sich aber auch seine einzigartige Bedeutung als Antriebsmittel für den leeren Raum erkennen. Schon beim Beispiel mit der explodierenden Masse wurde ja vorausgesetzt, daß der umgebende Raum kräftefrei und leer sein soll. Damit ist aber die Voraussetzung dafür geschaffen, daß man die Gültigkeit der anschließenden Impulsbetrachtungen für einen Strahlantrieb im leeren Raum nicht mehr bezweifeln kann. Das Fortschleudern eines Massestrahls aus einem abgeschlossenen Massensystem erzeugt auf jeden Fall auch im leeren Raum einen Vortriebsimpuls.

Somit muß einem speziellen Strahltriebwerk für den leeren Raum unbedingt ein ausreichender Massevorrat zur Erzeugung des Antriebsstrahls beigegeben werden. Außerdem muß gleichzeitig ein Energievorrat für die Freisetzung innerer Kräfte im Gesamtsystem vorhanden sein. Eine vollständige Einheit dieser Art wäre der ideale und einzige Antrieb für die Bewegung im leeren Raum und damit der entscheidende Schlüssel für ein Vordringen in die Bereiche des Kosmos außerhalb der Erdatmosphäre.

Triebwerke dieser speziellen Definition sind durchaus real und werden in der Praxis als *autogene Strahltriebwerke* oder häufiger als *Raketentriebwerke* bezeichnet.

Die in diesem Abschnitt durch bewußt breit angelegte Betrachtungen gewonnenen Erkenntnisse zum Prinzip des Strahlantriebs sollen im weiteren die Grundlage für die Beschäftigung mit den Problemen der reinen Raketenantriebe bilden.

1.2 Schub und Ausströmgeschwindigkeit

Um von den zwar grundlegenden, aber doch mehr allgemeinen physikalischen Betrachtungen und Definitionen des Abschn. 1.1 zur speziellen Terminologie der Raketentechnik übergehen zu können, sei noch einmal ein Beispiel zitiert.

Ein dickwandiger Hohlzylinder (Bild 1.2a) hat an einem Ende eine düsenförmige Öffnung. Mit dem anderen, geschlossenen Ende kann der Zylinder frei beweglich auf ein Dynamometer wirken.

In den Hohlraum des Zylinders wird etwas Schießpulver gefüllt und die Düsenöffnung durch eine Membrane verhältnismäßig fest verschlossen. Eine elektrische Zündvorrichtung leitet den Abbrand des Schießpulvers ein. Die Verbrennung erzeugt nun im Innern des Zylinders einen ständig steigenden Gasdruck. Solange der Gasdruck noch nicht hoch genug ist, um die Abschlußmembrane zu zerstören, wird nach außen keinerlei Kraftwirkung des Systems zu bemerken sein. Damit unterbleibt auch jede Wirkung auf das Dynamometer.

Überschreitet schließlich der Gasdruck die Festigkeitsgrenze der Membrane, so wird durch deren Zerstörung der Weg für die Verbrennungsgase durch die Düsenöffnung frei. Die Gasmoleküle werden zu frei beweglichen Teilen des Massensystems unter der Wirkung des Gasdrucks (Bild 1.2b). Die innere Kraft der expandierenden Gasmasse vermittelt dem durch die Düsenöffnung austretenden Gasstrahl in seiner Gesamtheit einen Impuls. Nach den Betrachtungen in Abschn. 1.1 muß dabei jedoch ein Reaktionsimpuls auf den Zylinder übertragen werden. Dieser äußert sich als Vortriebskraft entgegengesetzt zur Richtung des austretenden Gasstrahls und kann daher am Dynamometer beobachtet und gemessen werden.

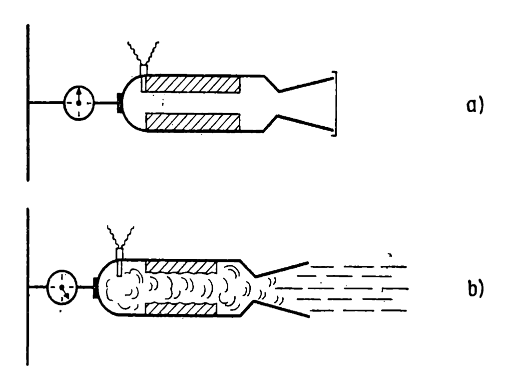


Bild 1.2 Vereinfachtes Funktionsschema eines Raketentriebwerks

Der Zylinder mit seinem Schießpulverinhalt ist damit zu einem echten Raketentriebwerk geworden, da er sowohl die ausgestoßene Masse selbst aufbringt als auch die notwendige Kraft dazu in seinem eigenen Massensystem entwickelt.

In der Raketentechnik ist es allgemein üblich, die am Dynamometer meßbare Vortriebskraft als *Schub P* zu bezeichnen. Die Geschwindigkeit der Teilchen des ausgestoßenen Massestrahls wird *Ausströmgeschwindigkeit c* genannt, und es wird dabei allgemein vorausgesetzt, daß sie für alle Teilchen gleich ist. Unter diesen Voraussetzungen ergibt sich

$$P = c \frac{\mathrm{d}m}{\mathrm{d}t} . \tag{1.6}$$

Der Schub eines Raketentriebwerks ist also gleich dem Produkt aus Ausströmgeschwindigkeit und der je Zeiteinheit fortgeschleuderten Masse $\mathrm{d}m/\mathrm{d}t$, die man auch als *Massestrom* bezeichnet. Führt man nun noch für die ausstoßbare Masse den Begriff *Treibstoff* ein und nimmt dessen Verbrauch je Sekunde ebenfalls als konstant an, so ergibt sich die einfache Schubformel

$$P = c\,\dot{m} , \tag{1.7}$$

worin $\dot{m}$ der Treibstoffverbrauch je Sekunde ist.

Aus der Gl. (1.7) ist schon jetzt die besondere Bedeutung zu erkennen, die der Ausströmgeschwindigkeit zukommt. Ein aus technischen Gründen möglichst niedrig gehaltener Treibstoffverbrauch fordert zwangsläufig eine entsprechend hohe Ausströmgeschwindigkeit. Anders ausgedrückt, je größer c ist, um so ökonomischer läßt sich der Treibstoffvorrat einsetzen.

Rückblickend auf das Beispiel in diesem Abschnitt ist also festzustellen, daß nur der Verbrennungsvorgang im Innern einer Brennkammer die Vortriebskraft für das gesamte Aggregat liefert. Triebwerke auf dieser Basis werden allgemein als *Gasdruck-Raketentriebwerke* bezeichnet. Wesentlich ist, daß keine Notwendigkeit besteht, den Gasdruck erst durch einen zeitweiligen Verschluß der Brennkammer „hochzutreiben". Der ständige Zustrom von Treibstoff zur Verbrennung erhält auch bei offener Düse einen bestimmten Gasdruck in der Brennkammer aufrecht. Raketentriebwerke, bei denen durch einen besonderen Regelmechanismus die Treibstoffverbrennung und der Masseausstoß in einem bestimmten Rhythmus erfolgen (Bild 1.3a), werden als *Wechseldruck-Raketentriebwerke* bezeichnet, im Gegensatz zu den *Gleichdruck-Raketentriebwerken* nach Bild 1.3b. Praktische

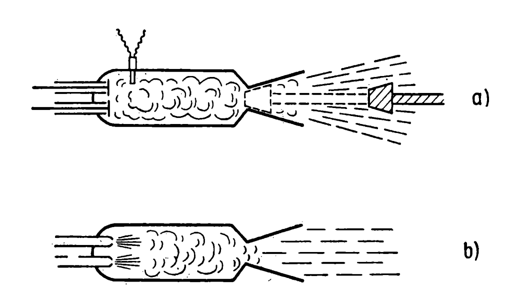


Bild 1.3 Wechseldruck- und Gleichdruck-Raketentriebwerk

Anwendung haben bisher jedoch fast ausschließlich Gleichdruck-Raketentriebwerke gefunden. Durch die Verwendung flüssigen Treibstoffs ist bei letzteren die Triebwerksfunktion besonders leicht regelbar. Ist die Verbrennung des Treibstoffs durch eine besondere Zündvorrichtung erst einmal eingeleitet worden, so bleibt sie so lange bestehen, wie durch Einspritzöffnungen der Brennkammer ausreichende Treibstoffmengen zugeführt werden. Bei der Verwendung festen Treibstoffs, wie zum Beispiel Schießpulver oder ähnliches, muß von einer dauernden Nachförderung aus technischen Gründen abgesehen werden. Man kann hier nur so verfahren, daß der Treibstoff lediglich als einmalige Brennkammerfüllung zum Einsatz kommt.

Neben den Gasdruck-Raketentriebwerken, bei denen man gelegentlich noch eine Einteilung in Nieder-, Mittel- und Hochdrucktriebwerke findet, sind prinzipiell auch Raketentriebwerke mit anderen Grundlagen zur Erzeugung des Antriebsstrahls denkbar. Zu gegebener Zeit soll auch darauf eingegangen werden, vor allem in Hinblick auf einige damit verbundene höchst interessante Perspektiven. Da aber noch für längere Zeit die Gasdruckrakete und die mit ihr gesammelten

Erfahrungen, zumindest in der Praxis, beherrschend bleiben werden, sollen sich die weiteren Betrachtungen ausschließlich mit diesem Triebwerkstyp beschäftigen.

1.3 Grundgleichung der Raketentechnik

Zunächst muß noch etwas tiefer auf Zusammenhänge eingegangen werden, die sich aus Impulssatz (1.3) und Schubformel (1.7) ergeben.

Bisher wurde fast nur von dem speziellen Begriff Raketentriebwerk gesprochen. Gelegentlich kam jedoch zum Ausdruck, daß man darüber hinaus auch die vollständigen technischen Flugkörper betrachten muß, die sich unter Verwendung eines Raketentriebwerks durch den Raum bewegen. Von einigen Spezialfällen abgesehen, hat sich für die Flugkörper selbst die historisch begründete Bezeichnung *Rakete* allgemein durchgesetzt. Wenn also im weiteren von Raketen gesprochen wird, so sind damit immer die vollständigen Flugkörper gemeint, unabhängig davon, daß in Sonderfällen das reine Triebwerk und der vollständige Flugkörper identisch sein können, wie im Fall einer drallstabilisierten Feststoffrakete ohne besondere Nutzlast. Doch immer da, wo es ausschließlich darauf ankommt, die besonderen Eigenschaften der Antriebselemente zu betrachten, wird direkt von Raketentriebwerken gesprochen.

Faßt man den eigentlichen Zweck eines Raketentriebwerks eingehender ins Auge, nämlich den Vortrieb für einen Flugkörper zu erzeugen, so ergibt sich damit schon eine Reihe neuer Fragen. Die nächstliegende wäre die nach der maximal möglichen Geschwindigkeit einer Rakete nach vollständigem Verbrauch des Treibstoffs. Man nimmt dabei möglichst ideale Bedingungen an, d. h., die Rakete soll sich während der gesamten Brennzeit in einem leeren und schwerefreien Raum bewegen. Damit wird die gesuchte Geschwindigkeit zur *idealen Brennschlußgeschwindigkeit. Brennschluß* wird der Zeitpunkt genannt, in dem das Triebwerk nach einer gewissen Brennzeit seine Funktion einstellt. Bei Brennschluß wird der Schub also wieder Null.

Zur Ableitung der idealen Brennschlußgeschwindigkeit, deren Wert von allergrößter Bedeutung für den Verlauf der weiteren, dann antriebslosen Flugbahn der Rakete ist, gehen wir wieder auf den Impulssatz zurück. Solange das Triebwerk arbeitet, wirkt der Schub nach Gl. (1.4) als beschleunigende Kraft auf die Rakete:

$$P = M \frac{\mathrm{d}v}{\mathrm{d}t}, \tag{1.8}$$

worin M die Gesamtmasse der Rakete und $\mathrm{d}v/\mathrm{d}t$ die wirksame Beschleunigung b ist. Die Gesamtmasse M vermindert sich nach den Ausführungen in Abschn. 1.2 in jeder Sekunde um den Massestrom $\dot{m}$. Da der Schub jedoch konstant bleibt, muß b während der Brennzeit des Triebwerks laufend wachsen.

Bezeichnet man die sogenannte Anfangsmasse der Rakete (Triebwerk plus Treibstoff plus Konstruktionsmasse plus Nutzlast) mit M_0, dann ergibt sich aus Gl. (1.8):

$$P = (M_0 - \dot{m}t) \frac{\mathrm{d}v}{\mathrm{d}t}. \tag{1.9}$$

Berücksichtigt man außerdem Gl. (1.7), so folgt:

$$\dot{m}c = (M_0 - \dot{m}t)\,\frac{\mathrm{d}v}{\mathrm{d}t}\,, \tag{1.10}$$

und damit ergibt sich die Differentialgleichung

$$\mathrm{d}v = \frac{\dot{m}c}{M_0 - \dot{m}t}\,\mathrm{d}t\,, \tag{1.11}$$

deren Integration liefert:

$$v = -\,c\ln(M_0 - \dot{m}t) + C\,. \tag{1.12}$$

Zur Bestimmung der Integrationskonstante C wird angenommen, daß zur Zeit $t = 0$ auch $v = 0$ gelten soll. Daraus folgt:

$$C = c\ln M_0\,. \tag{1.13}$$

Nach Einsetzen von Gl. (1.13) in Gl. (1.12) und einfacher Umformung ergibt sich schließlich:

$$v = c\ln\frac{M_0}{M_0 - \dot{m}t}\,. \tag{1.14}$$

Wenn in dieser Formel t für die gesamte Brenndauer genommen wird, so stellt $M_0 - \dot{m}t$ die sogenannte *Endmasse* oder auch die *Leermasse* M_1 der Rakete dar. Also:

Endmasse = Anfangsmasse minus Treibstoff.

Wird $M_0 - \dot{m}t = M_1$ in Gl. (1.14) berücksichtigt, so erhält man die klassische *Grundgleichung der Raketentechnik*:

$$v = c\ln\frac{M_0}{M_1}\,. \tag{1.15}$$

Wie schon einleitend betont, gilt sie jedoch nur für den kräftefreien Raum und zeigt, daß die erreichbare Brennschlußgeschwindigkeit einer Rakete ausschließlich von der Ausströmgeschwindigkeit der Verbrennungsgase und dem Verhältnis zwischen den Massen der vollgetankten und der leergebrannten Rakete abhängig ist. Der Quotient M_0/M_1 wird allgemein als *Massenverhältnis* bezeichnet und ist zugleich neben der Ausströmgeschwindigkeit der wichtigste Parameter in der Raketentechnik. Eine graphische Auswertung der Raketengrundgleichung (1.15) ist in Bild 1.4 für ausgewählte Werte von c gegeben, unter Verwendung von $R = M_0/M_1$. Die maximale Brennschlußgeschwindigkeit v wird häufig auch als *Antriebsvermögen* bezeichnet, d. i. die Brennschlußgeschwindigkeit einer Rakete im kräftefreien Raum.

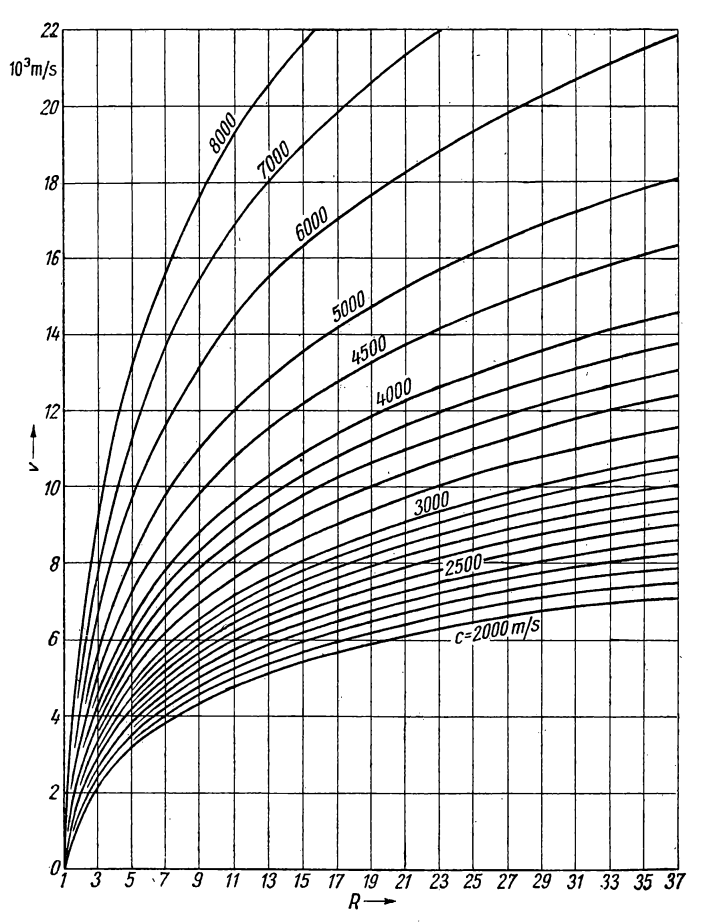


Bild 1.4 Zusammenhang zwischen Massenverhältnis R, Ausströmgeschwindigkeit c und idealer Raketengeschwindigkeit v

Wie Gl. (1.15) und Bild 1.4 klar zu erkennen geben, ist der Einfluß des Massenverhältnisses, weil es stets nur logarithmisch in die Rechnung eingeht, bei weitem nicht so wirksam auf das Antriebsvermögen wie der der Ausströmgeschwindigkeit. Andererseits ist aber daraus zu entnehmen, daß der Hauptanteil der Startmasse einer Rakete immer der Treibstoff sein muß, wenn eine hohe Brennschlußgeschwindigkeit angestrebt wird.

Löst man nun Gl. (1.15) nach dem Massenverhältnis auf, so ergibt sich

$$\frac{M_0}{M_1} = e^{\frac{v}{c}} \quad \text{bzw.} \quad R = e^{\frac{v}{c}} \tag{1.16}$$

Für den Fall, daß $v = c$ ist, nimmt also das Massenverhältnis den Wert e an, d. h. $R = 2{,}72$. Mit anderen Worten, bei einer Ausströmgeschwindigkeit von beispielsweise 2000 m/s muß die Startmasse M_0 durch die Treibstoffaufnahme 2,72mal größer sein als die Leermasse, wenn eine Brennschlußgeschwindigkeit von $v = 2000$ m/s erreicht werden soll. Aus rein technischen Gründen läßt sich das Massenverhältnis nicht beliebig steigern. Bei den heutigen Raketenkonstruktionen liegt R in den meisten Fällen etwa zwischen 2,5 und 5,0.

Weitere interessante Einzelheiten ergeben sich aus der Betrachtung des *äußeren Gesamtwirkungsgrades* von Raketen. Dieser Wirkungsgrad läßt sich unter anderem auch als das Verhältnis der Bewegungsenergie der Rakete nach Brennschluß zur Bewegungsenergie der ausgestoßenen Treibstoffmasse definieren. Unter Verwendung der bisherigen Bezeichnungen kann also angesetzt werden:

$$\eta = \frac{M_1 v^2}{2} \quad \frac{(M_0 - M_1)\, c^2}{2}, \tag{1.17}$$

wobei η der äußere Gesamtwirkungsgrad ist. Für das Massenverhältnis R sei x eingesetzt, so daß

$$M_0 = x M_1 . \tag{1.18}$$

Damit wird Gl. (1.17) zu:

$$\eta = \frac{M_1 v^2}{2} : \frac{M_1 (x - 1)\, c^2}{2} \tag{1.19}$$

oder

$$\eta = \frac{v^2}{c^2 (x - 1)}. \tag{1.20}$$

Wird jetzt noch v unter Berücksichtigung von Gl. (1.15) und Gl. (1.18) ausgedrückt, so ergibt sich abschließend:

$$\eta = \frac{\ln^2 x}{x - 1}. \tag{1.21}$$

Das Maximum dieser Funktion findet man bei $x \approx 5$. Mit diesem Massenverhältnis erreicht eine Rakete die ideale Geschwindigkeit $v = 1{,}6\, c$.

Die Betrachtungen in diesem Abschnitt zeigen sehr eindeutig, daß der Raketenantrieb nur für Geräte wirtschaftlich ist, die im Vergleich zu ihrer Treibstoffladung ein äußerst geringes Gewicht aufweisen und die unter möglichst schneller Treibstoffabgabe dabei auf extrem hohe Geschwindigkeiten gebracht werden. Aus diesen Gründen wird der Raketenantrieb auch niemals eine Bedeutung für erdgebundene Fahrzeuge erhalten.

1.4 Zur Theorie der Mehrstufenraketen

In den vorangegangenen Abschnitten war entweder nur vom Raketentriebwerk die Rede oder aber von der Rakete als dem vollständigen Flugkörper. Es erweist sich jedoch als notwendig, zu differenzierteren Definitionen überzugehen. Die

Hauptaufgabe einer Rakete als Flugkörper ist ja darin zu sehen, eine gewisse Nutzmasse zu befördern. Sonst wäre die Beschäftigung mit dem Raketenantrieb lediglich eine technische Spielerei. Die reale technische Problemstellung lautet, wenn dabei noch gewisse vereinfachende Annahmen zugelassen werden, etwa folgendermaßen: Zur Überwindung einer gewissen größeren Entfernung im Raum ist einer Nutzmasse (Meßinstrumente, Besatzung, militärische Kampfladung) durch den Raketenantrieb eine bestimmte Maximalgeschwindigkeit zu erteilen.

Der vollständige Flugkörper, die Rakete, besteht mindestens aus a) Nutzmasse, b) Triebwerk, c) Treibstoff, d) Treibstoffbehälter, e) Raketengerüst und f) Regel- und Steuereinrichtungen (soweit notwendig). Die Massen aller dieser Teile ergeben zusammen die *Startmasse* der Rakete. Die notwendige Treibstoffmenge wird durch die geforderte Brennschlußgeschwindigkeit und die für eine gegebene Konstruktion festliegende Gesamtmasse aller „toten" Massen (Nutzmasse, Triebwerkselemente, Behälter usw.) bestimmt. Je größer die „tote" Masse und die Geschwindigkeit sein sollen, desto mehr Treibstoff muß sich an Bord der Rakete befinden. Je größer aber der Treibstoffvorrat ist, desto größer wird auch die Masse der Raketenkonstruktion. Das ist ganz einfach daraus zu erklären, daß mit dem Fassungsvermögen der Treibstoffbehälter natürlich auch deren Masse zunimmt. Außerdem wird durch die Vergrößerung der Raketenabmessungen die Sicherstellung der Festigkeit schwieriger. Eine verstärkte Konstruktion ist ebenfalls mit einer Massenerhöhung verbunden. Das Massenverhältnis kann also nicht beliebig gesteigert werden. Hierin liegt ein wesentlicher Nachteil für die Verwendung von Einzelraketen.

Die jeweils zu einem bestimmten Zeitpunkt erreichte Geschwindigkeit wird nicht nur der Nutzmasse, sondern auch der gesamten übrigen Raketenkonstruktion unter Einschluß der noch nicht verbrannten Treibstoffmasse erteilt. Die Folge ist ein unverhältnismäßig hoher nutzloser Energie- bzw. Treibstoffverbrauch.

Ein Zahlenbeispiel mag dies deutlich werden lassen. Wie in einem späteren Abschnitt noch ausführlicher gezeigt werden soll, müßte einer Rakete eine Brennschlußgeschwindigkeit von rund 11 km/s erteilt werden, wenn sie aus dem Anziehungsbereich der Erde für immer entweichen soll. Dabei ist vereinfachend angenommen, daß sich der Luftwiderstand nicht bemerkbar macht und außer der Erde kein weiterer Körper mit seiner Anziehungskraft störend wirkt. Steht, ausgehend von den Verbrennungseigenschaften der Treibstoffe (Energiegehalt) und den konstruktiven Eigenschaften des Triebwerks, eine Ausströmgeschwindigkeit von $c = 3500$ m/s zur Verfügung, so wäre nach Bild 1.4 das notwendige Massenverhältnis dieser Rakete etwa 23. Bei einem Hühnerei liegt das „Massenverhältnis" (Gesamtgewicht: Schale) etwa bei 10, bei einem Kartoffelsack mit 50 kg Inhalt etwa bei 100. Dieser Vergleich schildert anschaulich die Probleme des Massenverhältnisses bei einer Einzelrakete, wenn man berücksichtigt, daß eine Rakete aus Festigkeitsgründen wohl kaum als dünnwandiger Treibstoffbeutel ausgelegt werden kann.

Völlig undiskutabel werden die Bedingungen, wenn beispielsweise die realen Verhältnisse bei einem Flug zum Mond mit Landung und anschließender Rückkehr zur Erde eingesetzt werden. Für eine Einzelrakete würde das Massenverhältnis dann bei etwa 800 (!) liegen.

Die naheliegende Maßnahme, die Senkung des Massenverhältnisses durch Erhöhung der Ausströmgeschwindigkeit zu bewirken, erweist sich — vorläufig

wenigstens — als wenig aussichtsreich (s. Abschn. 2). Die im Beispiel angenommene Ausströmgeschwindigkeit von 3500 m/s ist vom Standpunkt der gegenwärtigen Entwicklung schon als außerordentlich hoch anzusehen. Die bisher in Gasdruckraketen eingesetzten bewährten Treibstoffe liefern leider nur relativ geringe Ausströmgeschwindigkeiten. Bei der deutschen Fernrakete A4, mit der Kombination Alkohol — Flüssigsauerstoff als Treibstoff, erreichte man lediglich eine Ausströmgeschwindigkeit von rund 2100 m/s.

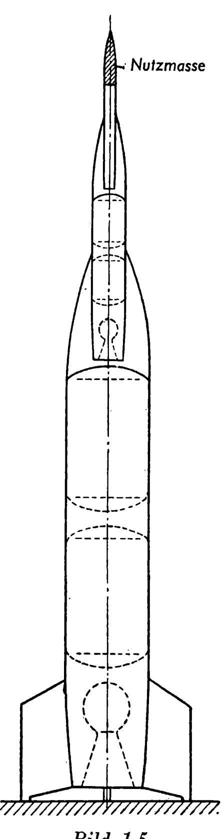


Bild 1.5
Einfaches Schema einer Stufenrakete

Zur Überwindung der genannten Schwierigkeiten bietet sich das schon mindestens seit dem vorigen Jahrhundert in der Feuerwerkerei bekannte *Stufenprinzip* an.

Diesem Prinzip liegt ein recht einfacher Gedanke zugrunde. Der Nutzmasseteil einer größeren Rakete wird durch eine weitere, der Nutzmasse entsprechende, kleinere Rakete ersetzt. Beim Start arbeitet ausschließlich das Triebwerk der großen Rakete, die auch *Start-* oder *Grundstufe* genannt wird, und bringt das ganze System auf eine gewisse Geschwindigkeit, die dem Antriebsvermögen der Grundstufe entspricht. Ist der Treibstoff der Startstufe verbraucht, so wird die kleinere Rakete mechanisch von der Startstufe getrennt. Entweder wird nun sofort oder nach einer gewünschten Verzögerung das Triebwerk der zweiten Stufe in Tätigkeit gesetzt. Dadurch tritt für diese eine neue Beschleunigungsperiode ein, und ihre Geschwindigkeit wächst weiter an. Im idealen kräftefreien Raum würde das bedeuten, daß das Antriebsvermögen der zweiten Stufe zu dem der ersten Stufe hinzukommt, so daß die maximale Endgeschwindigkeit der zweiten Stufe gleich der Summe der beiden Einzelgeschwindigkeiten ist.

Theoretisch könnte man sich diese Teilung in Stufen beliebig weit fortgesetzt denken (Bild 1.5). Bei allen *Mehrstufenraketen* erhält nicht die Masse der gesamten Konstruktion die erstrebte maximale Geschwindigkeit, sondern nur die letzte Stufe mit ihrer Nutzlast. Damit entfällt der unnötige Treibstoffaufwand für die durchgehende Beschleunigung aller Masseteile des startenden Geräts.

Analog Gl. (1.15) kann die ideale Brennschlußgeschwindigkeit eines n-stufigen Aggregats auf dem Wege über das Gesamtmassenverhältnis R_{ges} bestimmt werden. Das Massenverhältnis der ersten Stufe sei R_1, das der zweiten R_2, für die folgenden Stufen wird analog R_3, R_4, ..., R_n geschrieben. Als Anfangsmasse der einzelnen Stufen gilt dabei immer die Restmasse des Aggregats unmittelbar nach Trennung von der vorhergehenden Stufe. Unter diesen Voraussetzungen erreicht das Mehrstufenaggregat bei Brennschluß der ersten Stufe

die Geschwindigkeit

$$v_1 = c_1 \ln R_1$$

Nach Brennschluß der zweiten Stufe kommt die Geschwindigkeit

$$v_2 = c_2 \ln R_2$$

hinzu. Auch jede weitere Stufe liefert einen analogen Geschwindigkeitszuwachs, so daß sich als Endgeschwindigkeit ergibt:

$$v_{\text{ges}} = c_1 \ln R_1 + c_2 \ln R_2 + \cdots + c_n \ln R_n \,. \tag{1.22}$$

Der Einfachheit halber sei die Ausströmgeschwindigkeit für alle Stufen gleich angenommen, also $c_1 = c_2 = c_3 = \cdots = c_n = c$; damit ergibt sich aus Gl. (1.22):

$$v_{\text{ges}} = c(\ln R_1 + \ln R_2 + \cdots + \ln R_n) \tag{1.23}$$

oder

$$v_{\text{ges}} = c \ln R_{\text{ges}} \,, \tag{1.24}$$

worin $R_{\text{ges}} = R_1 R_2 \quad R_n$.

Die Gl. (1.24) liefert unter stark vereinfachenden Annahmen die ideale Brennschlußgeschwindigkeit einer mehrstufigen Rakete. Wenn man mit ihrer Hilfe ein Beispiel durchrechnet, so erweckt das Ergebnis den Anschein, als wäre das Stufenprinzip wirklich ein Zauberschlüssel.

Nimmt man zum Beispiel an, es steht eine Ausströmgeschwindigkeit von nur 3000 m/s zur Verfügung, wobei die Praktiker das Wörtchen „nur" verzeihen mögen. Der Flugkörper sei eine dreistufige Rakete, die Ausströmgeschwindigkeit bei allen drei Triebwerken gleich. Für jede Stufe sei das Massenverhältnis $R = 4$ angenommen, was etwa den heute praktisch erreichbaren Werten entspricht. Die Rechnung ergibt unter diesen Voraussetzungen für die dritte Stufe eine ideale Brennschlußgeschwindigkeit von rund 11,4 km/s. Der Fortschritt ist also unverkennbar, denn die Voraussetzungen sind stark den Realitäten angenähert. Um das gleiche Ergebnis mit einer einstufigen Rakete zu erzielen, müßte ihr ein Massenverhältnis von etwa 40 gegeben werden.

Trotz dieser Vorteile, die die Anwendung des Stufenprinzips mit sich bringt, wird man bei genauerer Betrachtung die gleichen prinzipiellen Schwierigkeiten erkennen, wie sie beim Bau von einstufigen Raketen auftreten. Die Nutzmasse einer jeden Stufe und damit die Anzahl und Größe aller bei ihr „aufgestockten" weiteren Stufen sind äußerst begrenzt. Immer wird der Aufwand im Vergleich zur transportierten Masse sehr groß bleiben. Die eigentliche Nutzmasse sitzt sozusagen nur wie ein Zwerg auf dem Riesenturm des Treibstoffs, jedenfalls solange die üblichen chemischen Treibstoffe zugrunde gelegt werden. Beispielsweise waren bei der deutschen Fernrakete „Rheinbote" — sie war vierstufig — 1715 kg Startmasse nötig, um einen Sprengkörper mit einer Masse von 40 kg über eine Entfernung von rund 200 km zu befördern.

Eine grobe Faustregel fordert für die Auslegung von Mehrstufenraketen, die Endmasse möglichst niedrig und die Stufenzahl möglichst klein zu halten.

1.5 Einfluß der Fallbeschleunigung und des Luftwiderstands

In den vorangegangenen Abschnitten wurden die Bewegungsbedingungen von Raketen unter Annahme eines kräftefreien Raumes betrachtet. Für den Realfall eines senkrechten Aufstiegs im Anziehungskraftfeld der Erde müssen jedoch dessen Wirkung und der aerodynamische Widerstand des Flugkörpers berücksichtigt werden.

Es erweist sich vorläufig als zulässig, das Kraftfeld mit einer konstanten Fallbeschleunigung $g = 9{,}81\ \mathrm{m/s^2}$ anzunehmen, da dies für Höhen bis zu mehreren hundert Kilometern praktisch der Fall ist. Dann wird Gl. (1.15) zu:

$$v = c \ln R - gt\,. \tag{1.25}$$

Das heißt, infolge der Erdanziehung wird die ideale Geschwindigkeit einer Rakete vermindert, und zwar um die Geschwindigkeit, die ein während der Zeit t frei fallender Körper erhält. Als Zeit t geht die Brenndauer in die Rechnung ein, selbstverständlich vollständigen Verbrauch des Treibstoffs und eine durchlaufende Brennperiode vorausgesetzt. Die Einwirkung der Erdanziehung macht somit die erreichbare Endgeschwindigkeit davon abhängig, wie schnell der Treibstoff verbraucht wird. Je kleiner die Zeit t ist, um so größer ist die Geschwindigkeit v. Am besten wäre es dann natürlich, den Treibstoff fast schlagartig zu verbrauchen, was jedoch praktisch nicht möglich ist. Man muß also einen Kompromiß schließen. Auf jeden Fall sollte aber die Brenndauer so kurz wie nur möglich sein. Zu dem gleichen Ergebnis kommt man im Prinzip auch, wenn man die wirkliche Abnahme der Fallbeschleunigung mit der Entfernung von der Erdoberfläche berücksichtigt.

Der Einfluß des aerodynamischen Widerstands einer Rakete ist wesentlich schwieriger zu durchschauen. Er ist eine recht komplizierte Funktion der Flugkörperform F, der Flughöhe h und der Fluggeschwindigkeit v, allgemein geschrieben $f(F, h, v)$. Das Zusammenwirken von Flughöhe und Fluggeschwindigkeit ist darin von besonderem Einfluß. In der Nähe der Erdoberfläche ist die Luftdichte am größten und damit der Widerstand für sehr schnell bewegte Objekte am höchsten. Die Geschwindigkeit selbst geht darin angenähert quadratisch ein. Da nun die Luftdichte mit zunehmender Höhe recht schnell abnimmt, wird dadurch auch der aerodynamische Widerstand sehr schnell kleiner.

Bei Raketen haben wir es mit sehr schnell bewegten Objekten zu tun. Soll nicht ein wesentlicher Teil der Vortriebskraft und damit auch der erstrebten Endgeschwindigkeit dem Luftwiderstand geopfert werden, dürfte eine Rakete nicht sofort am Erdboden auf Höchstgeschwindigkeit gebracht werden. Die dichteren Schichten der Erdatmosphäre müßten relativ langsam durchflogen werden, und erst in größeren Höhen dürfte auf „Vollgas" geschaltet werden. Hier deutet sich also wieder der Zwang zu einem Kompromiß an.

Berücksichtigt man den aerodynamischen Widerstand in der Gl. (1.25), so ergibt sich die maximal erreichbare Brennschlußgeschwindigkeit bei senkrechtem Aufstieg zu

$$v_{\max} = c \ln R - gt - f(F, h, v)\,. \tag{1.26}$$

Darin fordert der Ausdruck gt eine möglichst schnelle Geschwindigkeitszunahme, was sich jedoch nicht mit der Forderung des letzten Ausdrucks vereinbaren läßt.

Besonders bei Fernraketen, die einen großen Teil ihrer Flugbahn außerhalb der Erdatmosphäre durchlaufen, ist es also zweckmäßig, daß die unteren, dichteren Schichten der Atmosphäre mit geringeren Geschwindigkeiten und die größeren Höhen mit größeren Geschwindigkeiten durchmessen werden.

Die bei einigen Senkrechtstarts der schon erwähnten A4-Rakete gemessenen Werte zeigten, daß rund 20 % der idealen Brennschlußgeschwindigkeit dem aerodynamischen Widerstand zum Opfer fielen.

Die geschilderten Zusammenhänge zeigen aber auch einen weiteren Vorteil des Stufenprinzips. Bei diesem Prinzip werden die Geschwindigkeiten erst mit zunehmender Flugzeit extrem gesteigert, wodurch sich für die Antriebsperioden der letzten Stufen wesentlich geringere Verluste durch den aerodynamischen Widerstand ergeben. Die Betrachtungen über Raketen, die eine optimale Brennschlußgeschwindigkeit erreichen sollen, werden auf jeden Fall recht kompliziert.

2 Raketentreibstoffe

2.1 Chemische Energie und Verbrennungsprozeß

Es wurde bisher im wesentlichen gezeigt, welche dynamischen Prinzipien dem Raketenantrieb zugrunde liegen. Dem Treibstoff kam dabei hauptsächlich die Bedeutung einer Masse zur Erzeugung des Antriebsstrahls zu. Nur gelegentlich wurde die energetische Seite des Problems durch den kurzen Hinweis gestreift, daß man sich den Treibstoff gleichzeitig auch als Energieträger für die Erzeugung eines Vortriebsimpulses vorstellen kann. Bei allen bisher praktisch erprobten Treibstoffen für Gasdruck-Raketentriebwerke ist diese Bedingung ausnahmslos erfüllt.

Die Freisetzung der Energie des Treibstoffes geschieht durch chemische Reaktionen der Treibstoffbestandteile miteinander. Der bekannteste und verbreitetste Prozeß dieser Art ist die *Verbrennung*. In einigen besonderen Fällen wird auch die *Zerfallsenergie* bestimmter chemischer Verbindungen ausgenutzt, wie beispielsweise beim Wasserstoffsuperoxyd (H_2O_2). Die bei Verbrennung oder Zerfall frei werdenden Wärmemengen erzeugen den Druck der Verbrennungsgase in der Raketenbrennkammer. Durch die anschließende Entspannung der Gase in der Ausströmdüse erhalten die Teilchen des Gasstrahls ihre kinetische Energie, als deren Folge dann an der Rakete der Rückstoß wirksam wird. Die Verbrennungs- oder Zerfallsprodukte werden allgemein *Arbeitsgas* oder *Arbeitsmedium* genannt.

Der Treibstoff wird also durch die chemische Reaktion in der Raketenbrennkammer vom Träger der gebundenen chemischen Energie zum Träger der kinetischen Energie in Form der Verbrennungsprodukte im Feuergasstrahl.

Für die Praxis ergibt sich zunächst folgende wichtige Feststellung: Wenn der Treibstoff als einheitliche Masse Verwendung finden soll, darf die chemische Reaktion der Treibstoffkomponenten natürlich nicht schon beim Zusammentreffen der aggressiven Bestandteile erfolgen. Es können dann nur Treibstoffsysteme verwendet werden, bei denen zur Einleitung der Reaktion von außen her eine gewisse Anregungsenergie zugeführt werden muß. Der entsprechende Vorgang wird *Zündung* genannt. Er liefert die Anfangsenergie für das Zustandekommen der Reaktion zwischen den ersten Treibstoffteilchen. Reagieren erst gewisse Treibstoffmengen, so setzt sich die Zündung benachbarter Teilchen unter Ausnutzung der frei werdenden Reaktionsenergie der ersten Teilchen fort. Die Größe der Anregungsenergie ist für einzelne Treibstoffsysteme sehr verschieden. Je schwerer sich der Treibstoff zünden läßt, um so größer wird die benötigte Anregungsenergie.

Soll aus energetischen oder praktischen Gründen aber doch ein Treibstoff verwendet werden, dessen Komponenten beim Aufeinandertreffen selbstzündend sind, so muß für eine strenge Trennung der aggressiven Bestandteile bis zu ihrer Mischung in der Brennkammer gesorgt werden. Getrennte Treibstoffbehälter, Zuleitungen usw. sind dann unbedingt erforderlich.

Aus den Betrachtungen in Abschn. 1 ist zu entnehmen, wie groß die Bedeutung der Ausströmgeschwindigkeit für die Raketendynamik ist. Soll aus konstruktiven und ökonomischen Gründen — erinnert sei an die Probleme des Massenverhältnisses — der Treibstoffverbrauch je Zeiteinheit möglichst niedrig gehalten werden, so muß die Ausströmgeschwindigkeit genügend groß sein, wenn ein bestimmter Schub erreicht werden soll. Die Ausströmgeschwindigkeit hängt jedoch vom Energiegehalt des verwendeten Treibstoffs ab. Eine Beziehung zwischen der Ausströmgeschwindigkeit c und der Energie E des Treibstoffs läßt sich leicht aufstellen, wenn man bedenkt, daß die chemische Energie des Treibstoffsystems in kinetische Energie des Antriebsstrahls umgewandelt wird. Die kinetische Energie E ist aber gleich dem Quadrat der Geschwindigkeit, multipliziert mit der halben Masse:

$$E = c^2 \frac{m}{2} \text{ [kpm]} . \tag{2.1}$$

Die Einheit der Energie ergibt sich, wenn man die Beziehung

$$m \text{ [kg]} = m \left[\frac{\text{kp s}^2}{9{,}81 \text{ m}}\right]$$

berücksichtigt.

Gl. (2.1) nach c aufgelöst, ergibt:

$$c_{th} = \sqrt{\frac{2\,E}{m}} \text{ [m/s]}. \tag{2.2}$$

Diese *theoretische* Ausströmgeschwindigkeit wird allerdings nur erreicht, wenn die Verbrennungsgase durch eine Lavaldüse mit unendlichem Erweiterungsverhältnis in den leeren Raum expandieren können. Nimmt man weiterhin als Arbeitsmedium ein ideales Gas an, dann kühlt sich das Feuergas von der absoluten Verbrennungstemperatur, ohne flüssig zu werden, bis auf den absoluten Nullpunkt ab, und der gesamte Wärmeinhalt des Feuergases verwandelt sich in kinetische Energie.

Wie Gl. (2.3) erkennen läßt, hängt also die theoretische Ausströmgeschwindigkeit nur vom Energiegehalt des Treibstoffs ab. Inwieweit jedoch auch die Konstruktion des Triebwerks die Ausströmgeschwindigkeit beeinflußt, wird später noch näher behandelt. Die theoretische Ausströmgeschwindigkeit wird aber nicht erreicht, weil die genannten idealen Bedingungen nicht verwirklicht werden können. Bestehen bleibt jedoch die Forderung nach möglichst hohem Energiegehalt des Treibstoffs, um hohe Ausströmgeschwindigkeiten zu erhalten.

Der Begriff Treibstoff wurde bisher meist nur als Einheit betrachtet. Wenn aber als chemische Reaktion der Treibstoffbestandteile eine Verbrennung ablaufen soll, muß zumindest ein Bestandteil des Treibstoffs freier Sauerstoff oder ein leicht Sauerstoff abgebender Sauerstoffträger (z. B. Salpetersäure) sein. Ohne die Mitwirkung von freiem oder frei werdendem Sauerstoff ist eine Oxydation (Verbrennung) unmöglich. Wegen der besonderen Bedeutung des Sauerstoffträgers im Treibstoffsystem betrachtet man ihn gelegentlich auch für sich allein

und nennt ihn dann allgemein *Oxydator*. Ihm steht der eigentliche *Brennstoff* gegenüber. Für die weiteren Betrachtungen muß also immer berücksichtigt werden:

$$\text{Treibstoff} = \text{Oxydator plus Brennstoff.}$$

Da aber auch grundsätzlich andere stark exotherme Reaktionsprozesse ohne Beteiligung von Sauerstoff möglich sind, faßt man alle Stoffe der Sauerstoffgruppe und ihre Stellvertreter allgemein unter dem Begriff *Oxydatoren* zusammen. Die Reaktionen mit Fluor seien als Beispiel für derartige Möglichkeiten genannt.

Die in Gl. (2.1) verwendete Maßeinheit der Energie Kilopondmeter (kpm) ist eine der Möglichkeiten für die Angabe des Energiegehalts von Treibstoffen. 1 kpm ist bekanntlich die Einheit der mechanischen Energie und gibt die Arbeit an, die erforderlich ist, um 1 kg gegen die Wirkung der Erdanziehung um 1 m emporzuheben. Der Energiegehalt von Treibstoffen äußert sich zunächst jedoch als bei der Verbrennung frei werdende Wärmemenge. Wärme ist aber nur eine besondere Form der Energie. Die Einheit der Wärmemenge wird *Kalorie* genannt, wobei noch Grammkalorie (cal) und Kilokalorie (kcal) zu unterscheiden sind. Eine Grammkalorie bzw. eine Kilokalorie ist die Wärmemenge, die erforderlich ist, um 1 g (Grammkalorie) bzw. 1 kg (Kilokalorie) Wasser von 14,5°C auf 15,5°C zu erwärmen. Gelegentlich wird eine Kilokalorie auch als *Wärmeeinheit* (WE) bezeichnet.

Um die Wärmemenge zu bestimmen, die durch die Verbrennung eines Treibstoffs freigesetzt werden kann, bedient man sich meist der *kalorimetrischen Bombe.* In dieses druckfeste Gefäß wird eine genau abgewogene Menge des Treibstoffs, also Brennstoff plus Oxydator im stöchiometrischen Verhältnis, eingeschlossen und nach elektrischer Zündung die Wärmeabgabe an den umgebenden Wassermantel gemessen. Der festgestellte Wert in Kalorien je Mengeneinheit wird dann als *Gemischheizwert* H des Treibstoffs bezeichnet.

Die Unterschiede in den äußeren Bedingungen bei Verbrennungen machen für die Praxis die Unterscheidung von zwei Heizwerten notwendig. Der sogenannte *obere* Heizwert Ho setzt voraus, daß die Verbrennungsprodukte von 1 kg Treibstoff so weit abgekühlt werden können, bis sie in Form von Kohlendioxyd (CO_2) und Wasser (flüssig) vorliegen. Beim *unteren* Heizwert Hu wird der Wasseranteil der Verbrennungsgase lediglich in Form von Wasserdampf erhalten.

Da sich im praktischen Betrieb von Raketentriebwerken durch die endliche Länge der Ausströmdüsen eine dem oberen Heizwert des Treibstoffs entsprechende Abkühlung der Verbrennungsprodukte nicht erreichen läßt, legt man ausschließlich den unteren Heizwert Hu den energetischen Betrachtungen zugrunde.

Wie schon erwähnt, sind mechanische Energie und Wärme nur verschiedene Erscheinungsformen der Energie. Daher lassen sich auch beide Maßeinheiten, Kilopondmeter und Kilokalorie, in Beziehung setzen. Diese Beziehung lautet:

$$1\ \text{kcal} = 427\ \text{kpm};$$

sie wird als *mechanisches Wärmeäquivalent* bezeichnet. Den Energiegehalt eines Treibstoffs in kpm/kg erhält man also, wenn der Gemischheizwert H in kcal/kg mit 427 kpm/kcal multipliziert wird.

Ist auf diesem Weg der Energiegehalt eines Treibstoffs ermittelt, so kann man sofort, unter Berücksichtigung von Gl. (2.3), die theoretische Ausströmgeschwin-

digkeit angeben. Diese kann damit die Funktion eines Parameters für die energetische Beurteilung von Raketentreibstoffen übernehmen. In Tafel 2.1 sind die theoretischen Ausströmgeschwindigkeiten c_{th} für einige Treibstoffe bei ihrem oberen und unteren Heizwert (nach *E. Sänger*) zum Vergleich angegeben. In der modernen Raketentechnik wird jedoch meist ein anderer Parameter zur Bewertung vorgezogen. Es ist der sogenannte *spezifische Impuls*, auf den in Abschn. 3 noch näher eingegangen wird. In den Tafeln dieses Abschnitts ist er aber trotzdem aus Gründen der Übersichtlichkeit schon mit aufgenommen.

Tafel 2.1 Theoretische Ausströmgeschwindigkeiten c_{th} einiger Treibstoffe bei oberem und unterem Heizwert
(nach *E. Sänger*)

Treibstoff	Ausströmgeschwindigkeit c_{th} [m/s]	
	bei *Ho*	bei *Hu*
Wasserstoff—O_2 (flüssig)	5460	5210
Äthylalkohol—O_2 (flüssig)	4400	4200
Anilin—O_2 (flüssig)	4470	4370
Hydrazinhydrat—O_2 (flüssig)	4280	3970
Anilin—HNO_3	3710	3550
Hydrazinhydrat—HNO_3	3760	3430
Äthylalkohol—H_2O_2	3980	3580
Anilin—O_3	4765	4680
Äthylalkohol—O_3	4840	4650
Äthylalkohol—Fluor	4750	4620
Hydrazinhydrat—Fluor	5610	5450
Wasserstoff—Fluor	6500	6300

2.2 Klassifizierung der modernen Raketentreibstoffe

In die heute schon fast unübersehbar gewordene Fülle erprobter und weiterhin möglicher Raketentreibstoffe läßt sich eine gewisse schematische Ordnung bringen. Es sind sogar mehrere Wege zu einer Klassifizierung möglich, so zum Beispiel nach den physikalischen Zuständen, der Anzahl der Treibstoffkomponenten, der Art der Zündung oder nach dem Typ des Aktivators.

Grundsätzlich sind Raketentreibstoffe in allen drei Aggregatzuständen verwendbar. Der feste und der flüssige Aggregatzustand haben vor dem gasförmigen den Vorteil, daß in einem gegebenen Tankvolumen mehr Masse untergebracht werden kann. Für die Raketenkonstruktion ist diese Tatsache von großer Bedeutung. Dafür muß wiederum der Nachteil in Kauf genommen werden, daß der fest oder flüssig in die Brennkammer gebrachte Treibstoff oder Treibstoffbestandteil einen gewissen Teil der Verbrennungswärme verbraucht, um in den für die Verbrennung notwendigen gasförmigen Zustand überzugehen. Ungeachtet dessen sind die bewährtesten Treibstoffe fast ausschließlich fest oder flüssig. Damit ist gleichzeitig das umfassendste Klassifizierungsschema vorgezeichnet.

Es wurde bereits festgestellt, daß alle Raketentriebwerke, die mit chemischen Treibstoffreaktionen arbeiten, den zur Verbrennung notwendigen Oxydator oder Aktivator mit sich führen müssen. Befinden sich beide Komponenten im festen Aggregatzustand und kann der Oxydator dem Brennstoff in stabiler Zusammensetzung beigemischt werden, so spricht man von *festem Treibstoff* oder besser noch von einem *Feststoffsystem.* Dieser Treibstofftyp bietet für einfachere Aufgabenstellungen recht günstige konstruktive Voraussetzungen, denn bei ihm sind Oxydator und Brennstoff zu einer einheitlichen Masse verbunden und können somit gemeinsam gelagert werden. Es entfallen alle zusätzlichen Mischvorrichtungen im Triebwerk selbst.

Die mit Treibstoffen aus dieser Gruppe arbeitenden Raketen werden daher auch allgemein *Feststoffraketen* genannt. Sie sind einfach in ihrem Aufbau und meist recht anspruchslos in ihrer Betriebstechnik. Ein wesentlicher Nachteil fester Treibstoffe wurde schon früher kurz erwähnt. Sie lassen sich entweder gar nicht oder nur mit sehr großem technischem Aufwand betriebssicher in die Brennkammer nachfördern. Man behilft sich aus diesem Grund meist mit einer einmaligen Füllung der Brennkammer, die damit zugleich die Funktion des Treibstoffbehälters übernimmt. Für lange Zeit schien dieser Nachteil sehr wesentlich zu sein und den Vorteil der einheitlichen Treibstoffmasse erheblich abzuschwächen. Der Feststoffrakete, oft verallgemeinernd, aber irreführend *Pulverrakete* genannt, gestand man in jeder Hinsicht nur noch eine zweitrangige Bedeutung zu. Dieser Schluß scheint etwas voreilig gewesen zu sein, denn die Anwendung einiger besonderer Erkenntnisse aus neuester Zeit hat zu bemerkenswerten Fortschritten in der Entwicklung von Feststoffraketen geführt. In den Abschnitten über Ausführungsbeispiele ist an entsprechender Stelle mehr darüber gesagt. Einen recht unangenehmen Nachteil haben die Feststoffraketen jedoch bis heute behalten. Sie sind in ihrer Verbrennungsfunktion nur bedingt regelbar. Hat bei einem festen Treibstoff die Verbrennung erst einmal eingesetzt, so kann sie durch mechanische Steuerorgane nicht mehr beeinflußt werden. Anders ausgedrückt, bei der Feststoffrakete gibt es noch immer keinen „Gashebel".

Eine Untergruppe der Feststoffsysteme bilden die *homogenen* Treibstoffe. Es sind dies homogene Mischungen auf kolloidaler Basis von bestimmten Nitroverbindungen (Nitrozellulose, Nitroglyzerin) und anderen Oxydatoren, Brennstoffen, Stabilisatoren usw. Die Leistungen derartiger Treibstoffsysteme sind allgemein befriedigend, leider sind aber die Herstellungskosten gegenwärtig noch sehr hoch und die Herstellungsverfahren meist recht gefährlich.

Außerdem zählen noch die *zusammengesetzten* Treibstoffe zu den Feststoffsystemen. In diese Untergruppe werden alle Treibstoffe eingereiht, die durch mechanische Mischung von Oxydator und Brennstoff hergestellt werden. Ein bekanntes Beispiel dieser Reihe ist das gewöhnliche Schießpulver oder besser Schwarzpulver. Neuere Typen dieser häufig auch als *heterogen* bezeichneten Raketentreibstoffe werden zur endgültigen Formgebung gegossen und erstarren anschließend zu einer festen Masse. Früher wurden die gewünschten Treibladungsmengen meist durch Handarbeit mit dem „Setzer" zu kompakten Massen „geschlagen" oder mit Hilfe leistungsfähiger Pressen bearbeitet. Diese primitiven Verfahren führten häufig zu katastrophalen Zwischenfällen (*Tilling*, 1933), weil das Schlagen und Pressen starke mechanische Wirkungen auf den Treibstoff ausübt, deren unerwünschte Folge eine plötzliche Selbstzündung sein kann. Es

muß auf jeden Fall vor der Herstellung von Raketentreibladungen unter ungenügenden technologischen Voraussetzungen dringendst gewarnt werden! Der Vorzug der gegossenen Treibladungen liegt einmal in der leichten und meist nur mit niedrigen Kosten verbundenen Herstellungsmöglichkeit, zum anderen haben sie viele wünschenswerte physikalische Eigenschaften und ein recht befriedigendes Leistungsvermögen.

Eine gewisse Sonderstellung nehmen die Treibstoffe ein, bei denen die Eigenschaften von Oxydator und Brennstoff schon in ihren Molekülen vereinigt sind. Sie sind sowohl fest (Nitrozellulose, Pikrinsäure) als auch flüssig (Nitroglyzerin) darstellbar. Man nennt sie in der modernen Raketentechnik *Einstoffsysteme* oder *Monergole*. Leider sind derartige Verbindungen bekanntlich aber sehr instabil. Die Arbeit mit Einstoffsystemen ist sehr gefährlich, weil sie außerordentlich stoß- und temperaturempfindlich sind. Eine praktische Verwertung als Raketentreibstoff haben Vertreter dieser Gruppe daher bis jetzt noch nicht gefunden. Nach *A. J. Zaehringer* ist aber doch in absehbarer Zeit mit der Schaffung eines idealen monergolen Treibstoffs zu rechnen. Im erweiterten Sinn werden gelegentlich auch solche Stoffe zu den Monergolen gezählt, bei denen die wärmeabgebende Reaktion als einfacher Zerfall der Treibstoffmoleküle bei Anwesenheit eines Katalysators in Erscheinung tritt, so beim Wasserstoffsuperoxyd mit Kalziumpermanganat als Katalysator. Dieser Prozeß hat, wie sich noch zeigen wird, in der Raketentechnik schon eine recht vielseitige Verwendung gefunden. Treibstoffe dieses Typs werden allgemein unter der Bezeichnung *Katergole* zusammengefaßt.

Man findet die festen Treibstoffe, zuzüglich der festen oder flüssigen Einstoffsysteme, manchmal auch als *selbständige Treibstoffe* bezeichnet, weil Oxydator und Brennstoff schon vor der Verbrennung eine Masseneinheit bilden. Damit würde allen übrigen denkbaren Kombinationen logischerweise die Bezeichnung *unselbständig* zugelegt werden müssen. Diese hin und wieder noch anzutreffende Definition muß aber doch als recht unglücklich bezeichnet werden, denn vom Verbrennungsvorgang her liegt kein wesentlicher Unterschied zwischen den selbständigen und unselbständigen Treibstoffen vor. Bei beiden Gruppen enthält der Treibstoff die für die Verbrennung notwendigen Komponenten Oxydator und Brennstoff. Der einzige Unterschied liegt wirklich nur darin, daß bei den als unselbständig zu bezeichnenden Treibstoffen der Oxydator dem Brennstoff nicht schon bei der Lagerung direkt beigemischt ist. Die hier vorliegende räumliche Trennung der Treibstoffkomponenten rechtfertigt also weitaus treffender eine Benennung als *Zwei-* oder *Mehrstoffsystem*. Die sehr weite Fassung des Problems durch den Begriff Mehrstoffsystem hat in der Praxis bisher jedoch noch keine Beispiele gefunden, so daß allgemein ausschließlich von Zweistoffsystemen gesprochen wird. Da bei letzteren die beiden Treibstoffkomponenten meist in flüssiger Form zur Anwendung kommen, stehen sich eigentlich nur die Systeme *fest* und *flüssig* gegenüber. Dennoch bleibt festzustellen, daß die Hauptklassifizierung in Feststoff-, Einstoff- und Zweistoffsysteme gegenwärtig allgemein die Terminologie der Raketentreibstoffe beherrscht. Sie wird darum auch hier im weiteren ständig zugrunde gelegt.

Die überwiegende Mehrzahl der Brennstoffe in der Gruppe der Zweistoffsysteme baut sich auf Kohlenwasserstoffverbindungen und deren Derivate auf. Sie kommen, wie schon erwähnt, überwiegend in flüssigem Zustand zur Anwendung

und bilden durch ihre guten energetischen Eigenschaften und teilweise sehr wirtschaftlichen Herstellungsverfahren die Basis der modernen Flüssigkeitsraketentechnik, natürlich nur im Zusammenwirken mit den flüssigen Oxydatoren, bei denen vorläufig noch keine sehr große Auswahl gegeben ist. Hier bilden noch immer Flüssigsauerstoff, Salpetersäure und Wasserstoffsuperoxyd (kann also auch in Mehrstoffsystemen Verwendung finden) die sehr kleine Gruppe wirklich bewährter Oxydatoren.

Der flüssige Aggregatzustand von Oxydator und Brennstoff läßt eine verhältnismäßig leicht regelbare Nachförderung in die Brennkammer durch verschiedene technische Verfahren (Verdrängersysteme, Pumpen usw.) zu. Auf diesem Weg kann, wie erfolgreiche Versuche mit modernen Raketenflugzeugen bewiesen haben, die Leistung des Triebwerks selbst so weit geregelt werden, daß ein mehrfaches betriebssicheres Anlassen und Stillsetzen der Anlage möglich wird. Allerdings treten dadurch auch neue, vor allem gewichtsmäßig bedingte Nachteile und konstruktive Schwierigkeiten auf.

Der Komplex der Zweistoffsysteme kann noch weiter unterteilt werden. Verschiedene Vertreter dieser Gruppe haben die in mancher Hinsicht günstige Eigenschaft der Selbstzündung. Die chemische Reaktion (Verbrennung) setzt bei ihnen sofort nach Zusammentreffen der Treibstoffkomponenten selbständig ein. Eine sorgfältige Trennung der in Frage kommenden Bestandteile vor dem Einlauf in die Brennkammer ist damit auf jeden Fall eine konstruktive Notwendigkeit. Alle Treibstoffe dieser Art werden als *Hypergole* bezeichnet.

Die Benennung *Nichthypergole* für eine weitere Untergruppe dürfte damit schon von selbst deren wichtigste Eigenschaft klar werden lassen. Bei Nichthypergolen ist die Einleitung der Reaktion von der zur Zündung notwendigen Anregungsenergie eines speziellen Zündsystems abhängig. Sie sind darum in der Handhabung weniger gefährlich und haben in der Raketentechnik weiteste Verbreitung gefunden. Als bewährteste Vertreter mögen Luft-Benzin-, Luft-Schweröl- und Sauerstoff-Alkohol-Kombinationen genannt sein. Es sei aber noch darauf hingewiesen, daß ein bestimmter Oxydator mit einem Brennstoff durchaus hypergol sein kann, während die Kombination des gleichen Oxydators mit einem anderen Brennstoff nichthypergole Eigenschaften ergibt. So ist zum Beispiel Salpetersäure mit Kerosin nichthypergol, während Salpetersäure mit Anilin zu den hypergolen Treibstoffsystemen zählt.

Die Betrachtungen zu einer Treibstoffklassifikation können mit dem Hinweis abgeschlossen werden, daß innerhalb der Zweistoffsysteme noch Kombinationen möglich sind, bei denen ein flüssiger Oxydator mit einem festen Brennstoff oder umgekehrt zur Reaktion gebracht wird. Diesen *gemischten* Treibstoffen, manchmal *Lithergole* genannt, bringt man neuerdings ein gesteigertes Interesse entgegen. Besonders günstige Ergebnisse verspricht man sich von der Verwendung flüssiger Oxydatoren mit festen Brennstoffen. Ein einfaches Beispiel dafür wäre die Verbrennung von festen Kohlenstoffstäben im Sauerstoffstrom. Es wurden aber schon erfolgreiche Versuche mit synthetischem Gummi, Kunststoffen und Holz (!) als Brennstoff und Sauerstoff als Oxydator unternommen (Pacific Rocket Society). Die Ergebnisse der Kombinationen fest—flüssig zeigten schon bei relativ niedrigen Brennkammerdrücken bemerkenswert gute Leistungen.

Eine Sonderstellung innerhalb dieser Gruppe kommt den Treibstoffen unter Verwendung der Verbrennungsreaktionen von Elementen niedriger Ordnungszahl

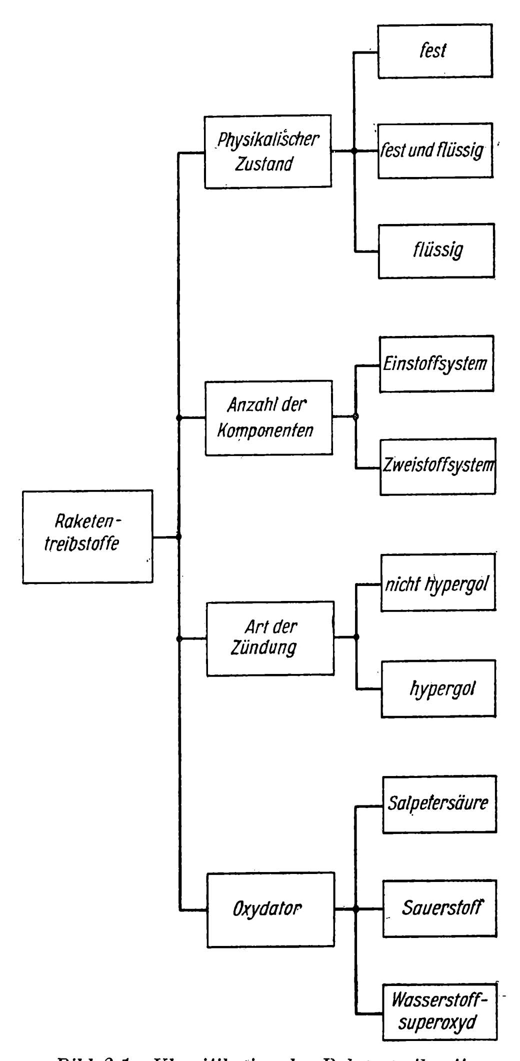


Bild 2.1 Klassifikation der Raketentreibstoffe

(Lithium, Bor, Magnesium, Aluminium usw.) zu. Die Metallnatur einiger dieser festen Brennstoffe hat zu der Bezeichnung *Metallbrände* geführt, um deren Erforschung sich *E. Sänger* besonders verdient gemacht hat. Die fördertechnischen Schwierigkeiten der reinen Metall-Oxydator-Treibstoffe versuchte man dadurch einstweilen zu umgehen, daß zunächst das Metall nur in Form feinsten Staubes

einem anderen, aber flüssigen Brennstoff (Kohlenwasserstoff) beigemischt wurde. Es kam so zur Bildung des Begriffs von *Metalldispersionen in Mineralölen.* Die Entwicklung innerhalb dieser besonderen Gruppe von Raketentreibstoffen befindet sich im wesentlichen noch im Stadium des Experiments. Trotzdem sind schon jetzt gewisse aussichtsreiche Möglichkeiten und Auswirkungen auf die zukünftige allgemeine Entwicklung leistungsfähiger Treibstoffsysteme nicht von der Hand zu weisen.

Eine Übersicht über die allgemeine Treibstoffklassifikation soll Bild 2.1 vermitteln.

Die nächsten Abschnitte werden einige nähere Angaben über verschiedene Treibstoffe oder Treibstoffkomponenten enthalten, wobei der zur Verfügung stehende Raum schon von vornherein jedes Streben nach Vollständigkeit ausschließt.

2.3 Feste Raketentreibstoffe

Alle bisher mit Erfolg erprobten festen Raketentreibstoffe gehören zu den Untergruppen der homogenen oder zusammengesetzten Systeme (s. Abschn. 2.2). Es sind einheitliche feste, manchmal auch leicht verformbare, plastische Massen. Für die praktische Verwendung in Raketentriebwerken hat sich die Abgrenzung gewünschter Mengen in Form sogenannter *Treibsätze* als vorteilhaft erwiesen. Über die speziellen Fragen zur Gestaltung derartiger Treibsätze soll hier noch nicht gesprochen werden.

Bei der Entwicklung von festen Treibstoffen sind folgende Forderungen zu berücksichtigen:

1. Der Verbrennungsvorgang muß noch bei möglichst niedrigen Drücken beständig sein. Da die Brennkammer des Feststofftriebwerks den gesamten Treibstoffvorrat enthält, würde hoher Brennkammerdruck zu großen Wanddicken führen und damit das Massenverhältnis ungünstig gestalten.

2. Die Wichte der Treibstoffe soll möglichst groß sein, damit wegen des kleineren Brennkammervolumens das Massenverhältnis größer wird.

3. Das Feststoffsystem muß über eine möglichst hohe mechanische Festigkeit verfügen. Diese Forderung ist wesentlich, weil die feste Treibladung der Einwirkung des Brennkammerdrucks unterliegt und außerdem beträchtliche Belastungen durch Beschleunigungskräfte auftreten können. Eine mechanische Zerstörung des Treibsatzes während des Verbrennungsprozesses würde zu einer Vergrößerung der brennenden Oberfläche führen. Die Folge wären Druckerhöhung in der Brennkammer und bei Überschreiten der Festigkeitsgrenze eine zerstörende Explosion.

4. Es dürfen keine chemischen und physikalischen Veränderungen im Treibstoff während der Lagerzeit vor sich gehen.

5. Eine Abhängigkeit von äußeren Bedingungen muß möglichst vermieden werden. Der Treibstoff soll also vor allem nicht hygroskopisch sein. Änderungen in der Umgebungstemperatur sollen von möglichst kleiner Auswirkung auf die Verbrennungs- und Leistungscharakteristik des Treibstoffs sein.

6. Um zu möglichst einfachen Herstellungsverfahren zu kommen, wäre eine Unabhängigkeit der vorausberechneten Leistung von geringen Schwankungen im Herstellungsprozeß wünschenswert.

Diese kleine Auswahl erhebt keinerlei Anspruch auf Vollständigkeit. Die sehr komplexe Natur des Problems läßt die Liste in der Praxis natürlich viel länger werden. Aber hier sollten nur einige besonders charakteristische Forderungen aufgezählt werden. Im Abschnitt über die Verbrennung bei Feststoffsystemen werden noch einige andere zur Darstellung gelangen.

Auch bei den Feststoffsystemen empfiehlt es sich, die Betrachtungen über ihre Zusammensetzung getrennt für Oxydator und Brennstoff durchzuführen. Damit ist dann wenigstens die Gewähr für eine ungefähre Übersicht gegeben. Die Kombinationsmöglichkeiten sind so außerordentlich zahlreich, daß hier nur einige charakteristische Beispiele gegeben werden können. Tafel 2.2 gibt darüber hinaus einen Einblick in die Zusammensetzung oft genannter Feststoffsysteme.

Die Oxydatoren von homogenen und zusammengesetzten Treibstoffen können in zwei Klassen eingeteilt werden. Die erste umfaßt dabei die anorganischen Oxydatoren auf Perchlorat- und Nitratbasis. Der zweiten gehören die Vertreter aus der Gruppe der organischen Nitrate bzw. Nitroverbindungen an.

Aus der Reihe der Perchlorate erweisen sich Natriumperchlorat ($NaClO_4$) mit 52 % O_2-Gehalt und Kaliumperchlorat ($KClO_4$) mit 46 % O_2-Gehalt als recht geeignet. Leider erzeugen aber alle Perchlorate bei ihrer Reaktion mit den Brennstoffen Chlorwasserstoff (HCl). Der ausgestoßene Gasstrahl enthält also gefährliche, giftige Beimengungen, die auch auf den Werkstoff der Ausströmdüse eine zerstörende Wirkung ausüben können. Da aber das Oxydationsvermögen der Perchlorate allgemein sehr hoch ist, findet man sie trotzdem häufig in Treibstoffen für kurzzeitig hohe Leistungen.

Von den Vertretern der Gruppe der anorganischen Nitrate sind drei für die Herstellung von Feststoffsystemen besonders interessant. Kaliumnitrat (KNO_3) und Natriumnitrat ($NaNO_3$) haben aber den Nachteil einer unerwünschten Rauchbildung im Abgasstrahl, obwohl sie mit 39,5 % und 47 % O_2-Gehalt sonst recht günstig liegen. Ammoniumnitrat (NH_4NO_3) führt zwar zu einem rauchlosen und relativ wenig giftigen Abgasstrahl, hat aber mit nur 20 % O_2-Gehalt ein geringes Oxydationsvermögen.

Die in der Raketentechnik verwendeten Oxydatoren der zweiten Klasse, also die organischen Nitrate (Nitrozellulose, Nitroglyzerin), sind eigentlich — jedes für sich betrachtet — mehr als nur Oxydatoren. Sie sind echte Vertreter der Gruppe der Monergole oder Einstoffsysteme. Lediglich ihre große Stoß- und Temperaturempfindlichkeit und, damit verbunden, die Neigung zu unerwarteten Explosionen machen sie als Treibstoffe auf Einstoffbasis ungeeignet. Werden sie aber nur als Sauerstoffträger verwendet und durch den Zusatz von Brennstoffen, Stabilisatoren und ähnlichen Substanzen „verlangsamt", so bilden sie die vorteilhafte energetische Grundlage für eine recht vielseitige Gruppe von Feststoffsystemen.

Wie schon angedeutet, sind Nitrozellulose und Nitroglyzerin die Hauptvertreter dieser Klasse. Da sie sich in kolloidalen Zustand versetzen lassen, ergeben sie mit den Zusätzen Treibstoffe von hornartiger bis plastischer Beschaffenheit, nämlich die homogenen festen Treibstoffsysteme.

Wird in einem Treibstoff nur Nitrozellulose als Oxydator eingesetzt, so spricht man von einem *Treibstoff auf einfacher Grundlage.* Nitrozellulose kann aber bekanntlich auch in Nitroglyzerin gelöst werden; es ergibt sich dabei eine gelatineartige, durchscheinende Substanz. Ein Treibstoff mit einer solchen

Tafel 2.2 Zusammensetzung einiger Feststoffsysteme

Feststoffsystem	Bestandteile	Gewichtsanteile [%]
Schwarzpulver	Kaliumnitrat	57...80
	Holzkohle	13...29
	Schwefel	8...22
WASAG R 61 (Deutschland)	Nitrozellulose	61,5
	Diäthylenglykoldinitrat	34,0
	Diphenylurethan	2,1
	Äthylphenylurethan	1,4
	Wasser	1,0
Cordit (England)	Nitrozellulose	41,0
	Nitroglyzerin	50,0
	Diäthylphenylurethan (Carbamit, Zentralit)	9,0
Baka (Japan)	Nitrozellulose	59,9
	Nitroglyzerin	26,9
	Nitronaphthalin	6,1
	Kaliumsulfat	2,9
	Äthyl-Zentralit	2,9
	Flüchtige Bestandteile	1,3
JPN (USA)	Nitrozellulose	51,5
	Nitroglyzerin	43,0
	Phthalsäurediäthylester	3,25
	Carbamit	1,0
	Kaliumsulfat	1,0
	Graphit	0,2
	Candelilla-Wachs	0,05
Thiokol-Experim. (USA)	Kaliumperchlorat	60,0
	Thiokol	20,0
	Toluen	20,0
Galcit (USA)	Kaliumperchlorat	75,0
	Asphalt (mit etwas Öl)	25,0

Mischung als Oxydator wird als *Treibstoff auf doppelter Grundlage* bezeichnet.

Nitrozellulose [$C_6H_7O_2(ONO_2)_3$] wird durch Einwirkung von konzentrierter Salpetersäure auf reine Zellulose gewonnen. Die mit ihr allein hergestellten Treibstoffe auf einfacher Grundlage ergeben niedrige Verbrennungstemperaturen und sind außerdem hygroskopisch. Die Herstellungsprozesse der Treibstoffe sind mit gewissen Lösungsverfahren verbunden. Ein bestimmter Lösungsrest verbleibt jedoch immer in der fertigen Substanz, der zu unerwünschten Zersetzungserscheinungen im Treibstoff während der Lagerung führt. Es lassen sich auch kaum größere Treibladungen herstellen, weil es schwierig ist, größere Sätze zu trocknen.

Nitroglyzerin [$C_3H_5(ONO_2)_3$] erhält man durch Behandlung von Glyzerin mit einem Gemisch von konzentrierter Salpeter- und konzentrierter Schwefelsäure. Es resultiert bei Normaltemperatur eine schwere (Dichte 1,6), ölige Flüssigkeit. Während reines Nitroglyzerin farblos ist, hat technisches eine schwach gelbliche Färbung. Die Dämpfe des Nitroglyzerins sind giftig, bei höheren Temperaturen tritt ein etwas süßlicher Geruch auf.

Eine reine Mischung von Nitroglyzerin und Nitrozellulose könnte zwar schon als Treibstoff angesehen werden, allerdings nicht für raketentechnische Zwecke; dazu wäre er zu brisant. Erst durch den Zusatz anderer Stoffe, wie zum Beispiel Carbamit (auch Zentralit genannt) oder Diphenylamin, die als Stabilisatoren wirken, entstehen die eigentlichen Treibstoffe auf doppelter Grundlage. Sie sind als rauchschwach und außerordentlich leistungsfähig bekannt, wie die in England entwickelten Cordit-Treibsätze oder die JPN- (Ballistit-) Treibstoffe in den USA.

Da als Ausgangsprodukt für die Darstellung von Glyzerin Fette erforderlich sind, war man bestrebt, in den Treibstoffen auf doppelter Grundlage das Nitroglyzerin durch andere gelatinierende Stoffe zu ersetzen. Zur Anwendung kamen unter anderem Phthalsäurediäthylester und Diäthylenglykoldinitrat. Letzteres wurde zu einem wesentlichen Bestandteil der WASAG-Treibstoffe, so genannt nach dem Hersteller Westfälisch-Anhaltische Sprengstoff AG in Reinsdorf.

Es bleiben schließlich noch die nur in ihrer Eigenschaft als reiner Brennstoff in Feststoffsystemen verwendeten Substanzen zu erwähnen. Man findet sie aber meist nur in Verbindung mit den Oxydatoren aus der Klasse der anorganischen Perchlorate und Nitrate. Hauptsächlich drei Typen lassen sich hierbei unterscheiden. Beim Asphalt-Öl-Typ wird dem bituminösen Kohlenwasserstoff-Asphalt etwas Öl hinzugefügt, weil Asphalt allein bei niedrigen Arbeitstemperaturen mit dem Oxydator ein zu sprödes Gemisch ergibt. Andererseits werden aber die Grenzen der Arbeitstemperatur durch den Zusatz von Öl recht eng. In einem zweiten Typ werden alle plastischen Substanzen aus der Reihe der natürlichen und künstlichen Harze zusammengefaßt. Manche der daraus resultierenden Treibstoffe erstarren bei der Abkühlung, während andere auch weiterhin in einem weichen, plastischen Zustand verbleiben. Zur dritten Gruppe gehören synthetischer Gummi sowie gummiähnliche Produkte. Die elastischen Eigenschaften dieser Materialien ergeben zum Teil recht günstige Voraussetzungen bei thermischen Veränderungen durch Lagerbedingungen.

2.4 Voraussetzungen für brauchbare flüssige Raketentreibstoffe

Den Betrachtungen von flüssigen Treibstoffsystemen oder deren Komponenten kann, ebenso wie bei den Feststoffsystemen, eine Aufzählung wichtiger Grund-

anforderungen vorangestellt werden. Einige der im folgenden genannten Punkte werden sich als sinngemäß gleichlautend mit verschiedenen (2, 4, 5) der Aufzählung zu Beginn des Abschn. 2.3 erweisen, wie auch umgekehrt noch manche bedingt auf feste Treibstoffe anwendbar sind. Darin spiegelt sich die umfassende Bedeutung einiger besonderer Anforderungen an Raketentreibstoff wider. Zusätzlich werden noch in den Abschnitten über Verbrennungsvorgänge bei festen und flüssigen Treibstoffen allgemeingültige Forderungen an die Ausgangsprodukte genannt. Es ist daher auf jeden Fall zweckmäßig, zwischen den Eigenschaften der Treibstoffe, also der Produkte vor der Reaktion in der Brennkammer, und denen der Verbrennungsprodukte zu unterscheiden, wenn auch die chemische Natur des Treibstoffs natürlich beide Gruppen entscheidend beeinflußt. In diesem Abschnitt sollen nur Forderungen genannt werden, die sich ausschließlich auf den Treibstoff selbst beziehen. Die Reihenfolge in der Aufzählung ist dabei nicht verbindlich für den Grad der Bedeutung der betreffenden Forderung.

1. Eine möglichst große Dichte des Treibstoffs ist anzustreben. In einem vorgegebenen Tankvolumen läßt sich um so mehr Treibstoffmasse unterbringen, je größer deren Dichte ist. Daraus ergeben sich günstige Voraussetzungen für die konstruktive Auslegung der Rakete als Flugkörper. Das bessere Massenverhältnis bei Treibstoffen mit größerer Dichte beeinflußt die maximale Fluggeschwindigkeit günstig.

2. Der Treibstoff soll eine maximale Energiekonzentration je Masseneinheit aufweisen, also über einen hohen Heizwert verfügen. Wie gezeigt wurde (Abschn. 2.1), ist der Heizwert von entscheidendem Einfluß auf die Ausströmgeschwindigkeit.

3. Aus den beiden zuvorgenannten Punkten läßt sich eine weitere, außerordentlich wichtige Bedingung ableiten. Die Energiekonzentration je Volumeneinheit des Treibstoffs muß möglichst groß sein.

4. Die Treibstoffkomponenten dürfen sich während längerer Lagerzeit nicht zersetzen und bei Kontakt mit der Atmosphäre keine Feuchtigkeit aufnehmen.

5. Explosionssicherheit ohne besondere umfangreiche Vorsichtsmaßnahmen bei der Lagerung ist wichtigste Voraussetzung.

6. Die Zähflüssigkeit der Treibstoffkomponenten darf sich nicht wesentlich mit der Temperatur ändern. Andernfalls kann das eine Änderung des Mischungsverhältnisses in der Brennkammer und somit eine schlechte Treibstoffausnutzung zur Folge haben.

7. Um den Bereich der Arbeitstemperatur möglichst weit auszudehnen, sollen die Komponenten niedrige Gefrierpunkte und relativ hohe Siedepunkte haben.

8. Die Temperaturabhängigkeit der Leistungsdaten des Treibstoffs darf nicht zu groß sein.

9. Ein niedriger Dampfdruck der Komponenten vereinfacht ihre Handhabung und verbessert ihre Nachförderungsbedingungen durch Pumpensysteme.

10. Auf die Möglichkeit chemischer Reaktionen der Komponenten mit den Materialien der Behälter, Zuleitungen, Triebwerksteile usw. ist besonderes Augenmerk zu richten.

11. Für den Fall, daß ein Treibstoff oder eine Komponente beim Zusammentreffen mit organischen Substanzen giftige oder stark oxydierende (verbrennende) Wirkungen ausübt, ist für einen ausreichenden Schutz der mit ihnen umgehenden Menschen zu sorgen.

12. Nach Möglichkeit soll die Herstellung des Treibstoffs mit minimalen Kosten verbunden sein, die Erzeugung großer Mengen zulassen und eine breite Rohstoffbasis haben.

Aus dieser Zusammenstellung geht hervor, daß bei der Entwicklung leistungsfähiger Raketenantriebe auch der Treibstoffauswahl besondere Aufmerksamkeit gewidmet werden muß. Ein kritischer Vergleich aller aufgezählten Punkte läßt es jedoch als fast unmöglich erscheinen, einen Treibstoff zu finden, bei dem eine optimale Berücksichtigung aller Anforderungen gleichzeitig gegeben ist. Bis zum heutigen Tag ist man mehr oder weniger auf Kompromisse zwischen den einzelnen Voraussetzungen angewiesen.

2.5 Oxydatoren

Der chemisch aktive Bestandteil der flüssigen Zweistoffsysteme sind die Oxydatoren oder im weiteren Sinne die Aktivatoren. Bei den Oxydatoren ist es der Sauerstoffgehalt, der die übrigen Bedingungen des Reaktionsprozesses (Gemischverhältnis, Gemischheizwert, Massenzahl des Oxydators) mit den Brennstoffen bestimmt.

Vom energetischen Standpunkt aus gehört zur Zeit immer noch reiner Sauerstoff (O_2) zu den leistungsfähigsten Oxydatoren. Bedauerlicherweise sind aber die physikalischen Eigenschaften des flüssigen Sauerstoffs nicht sehr günstig und heben dadurch den Vorteil der kleinen Massenzahl des Sauerstoffs zum Teil wieder auf. Die *Massenzahl* ist definiert als das Verhältnis von Oxydatormasse zur Masse des Sauerstoffs, die aus dieser Oxydatormasse frei gemacht werden kann. Besonders unangenehm ist der niedrige Siedepunkt des Sauerstoffs (—183°C), durch den große Schwierigkeiten bei der Lagerung, beim Transport und Umfüllen von Flüssigsauerstoff entstehen. Flüssigsauerstoff ist eine durchsichtige Flüssigkeit von bläulicher Färbung und hat bei Siedetemperatur eine Dichte von 1,14.

Bei der Entwicklung von Flüssigkeitstriebwerken ist meist eine der Treibstoffkomponenten als Kühlmittel für die Brennkammer vorgesehen. Sie umfließt diese innerhalb eines besonderen Kühlmantels. Eine Verwendung von Flüssigsauerstoff als Kühlmittel ist jedoch wegen seines niedrigen Siedepunktes nicht möglich. Außerdem nehmen die mit ihm in Berührung stehenden Metalle seine Temperatur sehr schnell an, und die Folge ist ein Sinken der Zähigkeit der Werkstoffe. Von den metallischen Grundstoffen für die Bauelemente, die mit flüssigem O_2 direkt in Berührung kommen, haben sich Kupfer, reines Aluminium und Blei besonders gut bewährt. Stahlrohre als Leitungen für Flüssigsauerstoff werden dagegen spröde wie Glas.

Sollen größere Mengen von flüssigem O_2 über längere Zeit gelagert werden, so muß für eine vorzügliche Wärmeisolation des Behälters gesorgt werden. Auf Grund des niedrigen Siedepunkts verdampft der Sauerstoff nämlich schon bei Zimmertemperatur sehr schnell. Da aber eine völlige Wärmeisolation unmöglich ist und der flüssige Sauerstoff also in jedem Fall verdampft, muß der Aufbewahrungsbehälter sicher funktionierende Abdampföffnungen aufweisen. Immerhin entstehen aus einem Liter flüssigem O_2 bei Atmosphärendruck rund 800 Liter gasförmiger Sauerstoff! Bei einem ausgezeichnet isolierten Großtank für Flüssigsauerstoff mit rund 56 Tonnen Inhalt in Trauen (Deutschland, 1938) wurde eine Tagesverdampfung von rund 140 kg Sauerstoff beobachtet.

Wenn also Flüssigsauerstoff in einer Rakete als Oxydator angewendet werden soll, muß von vornherein mit gewissen O_2-Verlusten durch Transport, Umfüllen und Dauer der restlichen Startvorbereitungen gerechnet werden. Die Betankung von Raketen mit flüssigem O_2 wird daher zweckmäßigerweise erst kurz vor dem Start erfolgen, aber auch dann bleiben die Verluste zum Teil noch recht beträchtlich. Die zu erwartende Brennzeit des Triebwerks kann dann auch nicht unter Berücksichtigung des vollen Sauerstofftankvolumens ermittelt werden. Die Abdampfverluste bis zum Brennschluß können sich dabei recht erheblich bemerkbar machen.

Die Handhabung des flüssigen Sauerstoffs ist bei einiger Vorsicht kaum mit Gefahren verbunden. Mit der Haut in Berührung kommender flüssiger Sauerstoff ist in geringen Mengen zunächst relativ ungefährlich, weil sich durch das Sieden auf der Haut eine gasförmige Sauerstoffschicht bildet, die als Schutz vor dem Gefrieren wirkt. Nur wenn man Flüssigsauerstoff auf der Haut verreibt, ergeben sich sehr schwere Zerstörungen des Kapillarsystems. Auf jeden Fall sind aber die Augen immer vor der Berührung mit flüssigem O_2 zu schützen.

Die vielseitige Verwendung von flüssigem Sauerstoff in der modernen Technik im allgemeinen und der Raketentechnik im besonderen hat in vielen Ländern zu Großproduktionsanlagen geführt. Das immer noch führende Herstellungsverfahren nach *Linde* fordert verhältnismäßig geringen Aufwand und macht damit Flüssigsauerstoff, trotz der Verluste, zu einem einfachen und billigen Oxydator für die Raketentechnik.

In Verbindung mit Flüssigsauerstoff soll noch die Möglichkeit, flüssiges Ozon (O_3) als Oxydator zu verwenden, untersucht werden. In der Praxis kommt ihm allerdings bis jetzt noch keine wesentliche Bedeutung zu. Dies hat seine Ursache darin, daß Ozon sich einmal sehr aggressiv gegenüber vielen metallischen Werkstoffen verhält (starke Oxydation) und außerdem in unverdünntem Zustand außerordentliche Neigung zu spontanem Zerfall hat. Davon abgesehen, wäre flüssiges Ozon dem flüssigen Sauerstoff in mancher Hinsicht überlegen. Sein Siedepunkt liegt mit —112°C erheblich höher als der des Sauerstoffs, und die um 27 % größere Dichte (1,45) wäre ebenfalls sehr vorteilhaft.

Tafel 2.3 Eigenschaften flüssiger Oxydatoren

Oxydator	Formel	Dichte	Bildungswärme [kcal/mol]	Schmelzpunkt [°C]	Siedepunkt [°C]
Sauerstoff	O_2	1,14	— 2,9	— 218,7	— 183
Ozon	O_3	1,45	+ 30,6	— 251	— 112,5
Wasserstoffsuperoxyd	H_2O_2	1,46	— 45,2	— 0,89	152
Stickstofftetroxyd	N_2O_4	1,49	— 6,1	— 10,3	21,1
Salpetersäure	HNO_3	1,51	— 41,4	— 41,1	86
Tetranitromethan	$C(NO_2)_4$	1,65	+ 8,9	13,8	126

Treibstoffsysteme auf Ozonbasis würden sich durch die hohe Dichte und die große positive Bildungswärme des Ozons im Bereich sehr brauchbarer Energiekonzentrationen je Volumeneinheit bewegen (s. Tafel 2.3).

Unter *Bildungswärme*, auch als *Bildungsenthalpie* bezeichnet, wird die Wärmemenge verstanden, die beim Bildungsprozeß der Moleküle einer Verbindung (in diesem Fall des O_3-Moleküls) frei wird oder aber zu ihrer Bildung aufgewendet werden muß. Positive Bildungswärme besagt, daß sie von außen zum Aufbau der Moleküle zugeführt werden muß, dafür bei Umwandlungen derselben aber auch wieder zum Teil oder ganz zurückgewonnen werden kann. Ozon nimmt in dieser Hinsicht also eine recht günstige Stellung ein, denn seine große positive Bildungsenthalpie wird zum Teil bei der chemischen Reaktion mit dem Brennstoff wieder frei. Diese frei gewordene Wärmemenge kann zu dem betreffenden reinen Heizwert addiert werden. In der großen Bildungsenthalpie ist auch die Ursache zu suchen, daß das reine Ozon zu plötzlichem Zerfall mit heftiger Explosionswirkung neigt.

Für Zwecke der Raketentechnik ist vorgeschlagen worden, sich vorläufig mit flüssigen Sauerstoff-Ozon-Gemischen zu behelfen; doch auch dann bleibt eine gewisse unkontrollierbare Explosionsneigung bestehen. Da zudem Ozon teuer in der Herstellung (Siemenssche Ozonröhre) ist, wird es zunächst keine sehr bedeutende Rolle als Bestandteil von Raketentreibstoffen spielen.

Weiterhin zählt Wasserstoffsuperoxyd, auch Peroxyd genannt (H_2O_2), zu den guten Sauerstoffträgern. Seine 94,2% Sauerstoff können jedoch nur zur Hälfte nutzbar gemacht werden. Die Sauerstoffabgabe vollzieht sich nämlich bei einem Zerfallsprozeß des Peroxyds nach der Gleichung $H_2O_2 = H_2O + {}^1/_2\,O_2$ und liefert also nebenher immer eine erhebliche Menge Wasser, das für Verbrennungsreaktionen als Ballast angesehen werden muß.

Die genannte Reaktion tritt bei 100 %igem Peroxyd außerordentlich leicht und spontan (Explosion) ein. Anregend wirken Stoß, Belichtung und Zusammentreffen mit organischen Stoffen sowie Schwermetallen (Eisen, Kupfer). In dieser Konzentration ist es damit für Zwecke der Antriebstechnik unbrauchbar. Für den technischen Gebrauch zieht man beständigere, hochkonzentrierte Wasserlösungen des Peroxyds vor. Lösungen mit 70 bis 80 % Peroxydgehalt haben sich schon ausgezeichnet bewährt. Die Neigung zu spontanem Zerfall (Bild 2.2) wird durch den Wasserzusatz aufgehoben. Um die Beständigkeit zu erhöhen, werden dem Peroxyd noch gewisse stabilisierende Stoffe (z. B. Phosphorsäure) zugesetzt. Trotzdem bleibt für die Lösung die Fähigkeit erhalten, mit ihrem Peroxydanteil die angeführte Reaktion ablaufen zu lassen. Zur Einleitung des Zerfalls sind allerdings die katalytischen Wirkungen von organischen Substanzen und anderen Stoffen notwendig.

Wasserstoffsuperoxyd erweist sich damit nicht nur als wertvoller Sauerstoffträger; es ist vielmehr, wie früher schon kurz angedeutet wurde, in der Art eines Einstoffsystems oder Monergols reaktionsfähig. Die Mitwirkung eines Katalysators ließ die Bezeichnung Katergole für diese Untergruppe der Monergole entstehen. Ein sehr häufig verwendeter und zweckmäßiger Katalysator ist Kalziumpermanganat. Aus einer 80 %igen Lösung werden dabei rund 550 kcal/kg freigesetzt und ein Gemisch von 62,4% überhitztem Wasserdampf und 37,6% Sauerstoff bei einer Temperatur von etwa 480°C erzeugt. Als Reaktionstemperatur in einer Brennkammer ist dieser Wert gegenüber den sonst

vorliegenden als so niedrig zu betrachten, daß sich für Raketentriebwerke auf dieser Basis der Begriff *kalter Betrieb* geprägt hat.

Die Dichte einer 80 %igen Lösung ist mit 1,36 immer noch recht günstig. Der Schmelzpunkt der durchsichtigen, leicht bläulichen Flüssigkeit liegt ausreichend niedrig (bei —0,9° C). Als Kühlflüssigkeit kann Peroxyd jedoch nicht verwendet werden, weil es sich bei Erwärmung, ohne zu sieden, in steigendem Maße zersetzt.

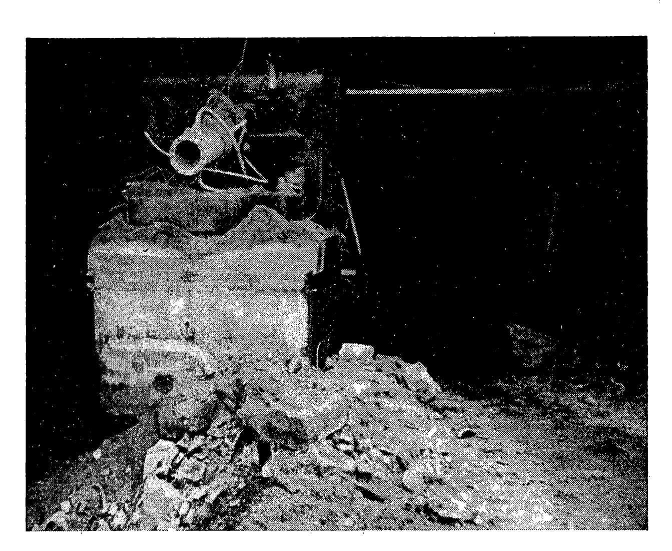


Bild 2.2 Durch Wasserstoffsuperoxyd-Explosion zerstörter Prüfstand (SEPR)

Als Werkstoff für Behälter und Leitungen für Wasserstoffsuperoxyd hoher Konzentration haben sich nichtrostender Stahl und reines Aluminium (99,5 %) bewährt. Dichtungen können aus verschiedenen Kunststoffen hergestellt werden. Für absolut sichere Abdichtungen ist zu sorgen, weil Peroxyd in dieser Konzentration sehr starke Verbrennungen der Haut hervorruft. Auf den Raketenversuchsplätzen ist darum bei Arbeiten mit Peroxyd das Anlegen einer entsprechenden Schutzkleidung aus Polyvinylchlorid eine streng einzuhaltende Vorschrift.

Der billigste Sauerstoffträger ist die Salpetersäure (HNO_3), weil sie für universellen technischen Gebrauch in sehr großen Mengen hergestellt wird. Mit dem Vorzug der niedrigen Herstellungskosten vereint die Salpetersäure außerdem sehr gute Eigenschaften als Oxydator in flüssigen Raketentreibstoffen. Ihre vielfältigen Kombinationsmöglichkeiten mit den unterschiedlichsten Brennstoffen haben sie gegenwärtig zu einem der bedeutendsten Sauerstoffträger der praktischen Raketentechnik werden lassen.

Die in der Raketentechnik verwendete Salpetersäure enthält stets zwischen 5 und 20 % Stickstoffdioxyd in gelöster Form. Die ständig entweichenden Dioxyddämpfe (NO_2) sind von kräftiger roter Farbe und haben zur Bezeichnung rot-

rauchende Salpetersäure Anlaß gegeben. Die Dämpfe selbst riechen ausgesprochen unangenehm und sind sehr stark giftig. Durch den wechselnden Gehalt an NO_2 schwankt die Farbe der Säure zwischen Orange und Dunkelrot.

Reine Salpetersäure enthält rund 76% Sauerstoff und ist somit ein vorzügliches Oxydationsmittel. Die Dichte liegt üblicherweise zwischen 1,5 und 1,6, je nach Anteil von Dioxyd, Wasser und etwaigen Zusätzen. Damit weist Salpetersäure die größte Dichte von allen in der Praxis hauptsächlich in Erscheinung tretenden Oxydatoren auf. Die auf Salpetersäurebasis hergestellten Treibstoffe zeichnen sich daher meist durch hohe Energiekonzentrationen je Volumeneinheit aus. Ihrer Verwendung in Raketentriebwerken kommen weiterhin ihr relativ hoher Siedepunkt (+86°C) und ihr niedriger Gefrierpunkt (—41,1°C) sehr entgegen. Der Gefrierpunkt läßt sich durch Wasserzusatz noch weiter herabsetzen, optimal bei 10% Wasser bis auf —68,5°C. Die Siedetemperatur nimmt außerdem mit steigendem Druck zu, so daß sie bei den in Kühlmänteln herrschenden Drücken auf über +200°C ansteigen kann. In Verbindung mit einer großen spezifischen Wärme von etwa 0,5 kcal/kg grd wird sie damit auch zu einem vorzüglichen Kühlmittel.

Als nachteilig steht diesen großen Vorzügen die starke chemische Aggressivität der Salpetersäure zu den meisten organischen und metallischen Werkstoffen gegenüber. Besonders heikel ist das Verhalten von HNO_3 in wäßriger Lösung. Aber trotzdem sind Aluminium und verschiedene Kunststoffe brauchbare Werkstoffe für die Entwicklung entsprechender Triebwerke. Ein Zusatz von konzentrierter Schwefelsäure setzt die Angriffsfreudigkeit der Salpetersäure stark herab; eine geringere Heizkraft des Gemisches muß dann allerdings in Kauf genommen werden. Die giftigen Dämpfe der Säure und ihre gefährliche Ätzwirkung bei Berührung mit der Haut machen für die Handhabung sorgfältige Schutzmaßnahmen erforderlich. Neben der schon genannten Schwefelsäure können der Salpetersäure noch andere Substanzen zur Verbesserung gewisser raketentechnisch wichtiger Eigenschaften zugesetzt werden. So bewirkt ein Zusatz von Eisenchlorid beispielsweise eine Herabsetzung des Gefrierpunkts. Andere Stoffe haben unter Umständen sogar eine kombinierte Wirkung und beeinflussen mehrere Eigenschaften der Säure. Es ist hier nicht der Platz, um alle Möglichkeiten zu nennen; lediglich der Einfluß des Zusatzes von Stickstofftetroxyd (N_2O_4) soll noch gestreift werden.

Flüssiges Stickstofftetroxyd ist gelb und verdampft leicht. Auch den Dämpfen ist eine stark gelbe Färbung eigen. Reines N_2O_4 kann trotz seines hohen Sauerstoffgehalts nicht als Oxydator in Raketentreibstoffen verwendet werden, weil der Siedepunkt mit +21°C sehr niedrig und der Gefrierpunkt mit —10,3°C außerordentlich hoch liegt. Darum wird es nur als den Gemischheizwert des Treibstoffs erhöhender Zusatz der Salpetersäure beigemischt.

Der Zusatz von N_2O_4 zu HNO_3 bringt aber noch weitere Vorteile. Eine solche Lösung hat eine größere Dichte als reine Salpetersäure und reines Stickstofftetroxyd. Bei 40%igem N_2O_4-Gehalt läßt sich ein maximaler Wert von 1,63 erreichen. Eine Lösung ist von größerer Oxydationswirkung, als sie beide Bestandteile allein haben, was in mancher Hinsicht nachteilig ist, andererseits aber auch das Reaktionsvermögen beim Zusammentreffen mit Brennstoffen steigert. Das Anlassen eines Raketentriebwerks wird dadurch günstig beeinflußt. Ebenso wie der Zusatz von Wasser verändert auch der Stickstofftetroxydgehalt den

Gefrierpunkt der Salpetersäure. Die tiefste Gefriertemperatur von —73° C wird bei einem 18 %igen N_2O_4-Anteil erreicht. Wird der Zusatz von Stickstofftetroxyd weiter vergrößert, so steigt die Gefriertemperatur wieder an.

Zusammenfassend kann man sagen, daß die Oxydatoren auf Salpetersäurebasis bis heute die technisch beste Gruppe von Oxydatoren in Raketentreibstoffen bilden.

Auf der Suche nach weiteren vorteilhaften Oxydatoren für Treibstoffe wurde schon vor 1945 von *R. M. Corelli* die Verwendung von Tetranitromethan [$C(NO_2)_4$] vorgeschlagen. Eine nähere Betrachtung der Eigenschaften des Tetranitromethans vermittelt sogar den Eindruck, daß hier ein Oxydator vorliegen könnte, der in sehr vielen Punkten die drei „klassischen" Oxydatoren, Flüssigsauerstoff, Wasserstoffsuperoxyd und konzentrierte Salpetersäure, erheblich übertrifft. Obwohl noch nicht viel über seine Verwendung in Raketentreibstoffen bekannt geworden ist, dürfte ihm doch eine größere Bedeutung in der weiteren Entwicklung zukommen.

Tetranitromethan hat die größte Dichte aller bis jetzt für die Praxis in Frage kommenden Oxydatoren (1,65 bei 15°C). Der Sauerstoffgehalt liegt mit 65,2 % recht hoch und macht es damit zu einem sehr wirksamen Oxydationsmittel. Hinzu kommt eine positive Bildungswärme (s. Tafel 2.3), deren Vorteile ja schon erwähnt wurden. Mit 126°C liegt auch der Siedepunkt für die praktische Verwendung in Raketentreibwerken sehr günstig. Außerdem greift Tetranitromethan die Konstruktionswerkstoffe nicht an und schafft damit günstige Voraussetzungen für Lagerung und Transport. Nachteilig ist allerdings, daß es recht giftig auf die menschliche Schleimhaut wirkt. Diesem Nachteil kann durch entsprechende Schutzmaßnahmen begegnet werden. Eine gewisse Explosionsneigung scheint die Vorzüge des Tetranitromethans einzuschränken; von *Corelli* wird jedoch die praktische Stabilität bei normalen Temperatur- und Druckverhältnissen als gegeben bezeichnet.

Der größte und zugleich einzig bedeutsame Nachteil des Tetranitromethans liegt in seinem hohen Gefrierpunkt (+14°C). Die Suche nach einem zumischbaren Stoff zur Gefrierpunktsenkung führte auf das Stickstofftetroxyd (N_2O_4), das in Tetranitromethan leicht und in hoher Konzentration löslich ist. Die erhaltenen Lösungen sind recht stabil. Die Größe der Gefrierpunktsenkung ist abhängig vom Grad der Zumischung des Stickstofftetroxyds. Bei etwa 20 % N_2O_4-Anteil sinkt der Gefrierpunkt der Lösung bis auf etwa —10°C und kann sogar bei etwa 30 % Stickstofftetroxyd auf ungefähr —25°C heruntergedrückt werden. Die Lösungen von Tetranitromethan und Stickstofftetroxyd können sehr bequem und unverändert bei eigenem Dampfdruck in verschlossenen Gefäßen aus Aluminium oder nichtrostendem Stahl untergebracht werden.

Großes Interesse verdient weiterhin das Verhalten der Lösungen gegenüber Brennstoffen. Es hat sich nämlich gezeigt, daß sie (nach *Corelli*) hypergoler Reaktionen mit einigen organischen Verbindungen fähig sind. Dazu gehören die aliphatischen Amine (z. B. Triäthylamin), die aromatischen Amine (Anilin, Toluidin, Xylidin usw.) und noch einige andere mehr.

Es bleibt der praktischen Erprobung vorbehalten, das endgültige Urteil über die Eignung von Tetranitromethan als Oxydatorgrundlage zu fällen. Auf jeden Fall verdient es jedoch besondere Aufmerksamkeit.

Wie schon früher angedeutet, kann der Sauerstoff in einzelnen Fällen auch durch ein anderes Element ersetzt werden. Dies hat gelegentlich zur Erweiterung des

Begriffs Oxydator auf den umfassenderen Begriff Aktivator geführt. Praktisch ist es aber bis heute nur das Fluor, das in dieser Hinsicht ein gewisses Interesse verdient.

Fluor ergibt zugleich mit Ozon die höchsten theoretischen Ausströmgeschwindigkeiten bei der Vereinigung mit Brennstoffen. Das hat seine Ursache in der großen Reaktionsenthalpie des Fluors, das sich außerdem auch als äußerst aggressiv gegenüber den meisten Werkstoffen erweist. Seine Herstellung (durch Elektrolyse von saurem Kaliumfluorid) wird dadurch kostspielig und ist auch nicht ungefährlich. Die Reaktionsprodukte enthalten meist gasförmiges Fluor und Fluorwasserstoff (HF). Beide Stoffe wirken stark korrodierend und sind sehr giftig. Der Siedepunkt liegt wie bei Sauerstoff mit —188°C sehr tief, und im flüssigen Zustand verdampft es ebenso intensiv wie O_2. Es treten also ähnliche Lagerungs- und Transportschwierigkeiten wie bei Flüssigsauerstoff auf, nur sind bei Fluor die verdampfenden Anteile nicht so ungefährlich. Flüssiges Fluor ist gelb und hat die Dichte 1,11.

Vorläufig kommt Fluor unter Berücksichtigung aller Faktoren höchstens die Bedeutung eines experimentell verwertbaren Aktivators zu. In welchem Maße sich daraus Aussichten auf eine praktische technische Verwendung herleiten lassen, ist noch nicht abzusehen.

Wie aus den vorangegangenen, allerdings nur allgemeinen Ausführungen hervorgeht, ist der Stand der Entwicklung von brauchbaren Oxydatoren bzw. Aktivatoren für Raketentreibstoffe noch nicht befriedigend. Einige der wesentlichen, einschränkenden Probleme bei der Energieerzeugung durch chemische Reaktionen zeichnen sich damit ebenfalls ab. Es muß aber darauf hingewiesen werden, daß die Entwicklung auf diesem Spezialgebiet der Treibstoffchemie natürlich noch längst nicht abgeschlossen ist. Da nach Meinung bedeutender Fachleute die chemischen Treibstoffe mindestens noch mehrere Jahrzehnte in der praktischen Raketentechnik zum Einsatz kommen werden, kann auch noch mit gewissen Fortschritten gerechnet werden.

2.6 Brennstoffe

Im Gegensatz zu den recht beengten Verhältnissen bei der Wahl eines günstigen Oxydators für flüssige Raketentreibstoffe ist die Vielfalt der Möglichkeiten bei den Brennstoffen nicht leicht zu überblicken. Abgesehen von einigen Ausnahmen im Rahmen rein experimenteller Untersuchungen, stellen alle sonst verwendeten Raketenbrennstoffe mehr oder weniger komplizierte chemische Verbindungen dar. Der überwiegende Anteil in dieser Auswahl gehört den Kohlenwasserstoffen an, wobei der Begriff Kohlenwasserstoff im weitesten Sinne aufzufassen ist. Dieser überragenden Bedeutung gemäß sollen sie darum auch — mit der notwendigen Beschränkung auf die erprobtesten und für die Praxis bedeutendsten — als erste besprochen werden. Zum allgemeinen Vergleich ihrer Leistungsparameter sei noch einmal auf Tafel 2.1 und Tafel 2.4 verwiesen.

Die gewöhnlichen Kohlenwasserstoffe (Naturbenzine, Paraffine usw.) ergeben allgemein hohe theoretische Ausströmgeschwindigkeiten, doch leider sind die Verbrennungsreaktionen meist mit sehr hohen Temperaturen (über 3000°C) verbunden. Für die Brennkammerwerkstoffe ergeben sich daraus in vielen Fällen zur Zeit noch kaum zu erfüllende Anforderungen. Durch erheblich verbesserte Brennkammerkühlungen wird man künftig diesen Mangel vielleicht

Tafel 2.4 Eigenschaften flüssiger Brennstoffe und ihrer Gemische mit Sauerstoff
(nach *E. Schmidt*)

Brennstoff	Dichte	Siedepunkt [°C]	Gemischheizwert [kcal/kg]	c_{th} [m/s]	Spez. Impuls $\left[\frac{kps}{kg}\right]$
Wasserstoff	0,09	— 252,8	3204	5180	528
Acetylen	0,61	— 83,6	2848	4885	498
Pentan	0,63	36,0	2368	4455	454
Oktan	0,70	125,6	2288	4375	446
Benzol	0,88	80,1	2360	4450	454
Methylalkohol	0,79	64,6	1894	3984	406
Äthylalkohol	0,79	78,4	2070	4164	424

beheben können. Der Wert der gewöhnlichen Kohlenwasserstoffe als Komponenten von Raketentreibstoffen ist dadurch im Augenblick noch etwas eingeschränkt. Nur das Kerosin hat sich einen bemerkenswerten Platz unter den Raketenbrennstoffen sichern können.

Kerosin wird bei der fraktionierten Destillation des Erdöls in einer Gruppe mit Paraffinöl und Petroleum gewonnen. Es hat einen hohen Heizwert und ist über einen großen Temperaturbereich hinweg flüssig. Ein gewisser Nachteil des Kerosins ist seine verhältnismäßig kleine Dichte (0,80 bis 0,85). Dafür kann seine Siedetemperatur bei höheren Drücken bis auf 250° C ansteigen, was zusammen mit der spezifischen Wärme von 0,45 kcal/kg grd Kerosin zu einem guten Brennkammerkühlmittel werden läßt. Seine Handhabung ist sehr leicht, da es keine giftigen oder korrodierenden Wirkungen aufweist und erst bei hohen Drücken zur Explosion neigt.

Kerosin kann sowohl mit Flüssigsauerstoff als auch mit Oxydatoren auf Salpetersäurebasis verbrannt werden. Das Gemisch Flüssigsauerstoff—Kerosin hat einen Heizwert von rund 2200 kcal/kg. Als zwangsläufige Folge des großen Gemischheizwertes erhält man jedoch eine unangenehm hohe Verbrennungstemperatur, obwohl der Kerosinanteil des Gemisches dabei nur etwa 20 bis 30 % beträgt. Die relativ geringe je Zeiteinheit benötigte Kerosinmenge läßt aber wieder die Kühlung der Brennkammer durch das Kerosin problematisch werden. Diese Umstände schränken die Verwendung von Treibstoffen auf der Grundlage Flüssigsauerstoff — Kerosin etwas ein. Anders ist es bei den Kombinationen Salpetersäure — Kerosin. Diese Kombinationen haben zwar einen geringeren Gemischheizwert (etwa 1450 kcal/kg), ergeben aber infolge der übrigen günstigen Eigenschaften von Oxydator und Brennstoff einen ausgezeichneten und darum in der Praxis auch weitverbreiteten Raketentreibstoff. Die auftretenden Verbrennungstemperaturen lassen sich in gekühlten Brennkammern ausreichend beherrschen.

Die Bedeutung des Kerosins als Brennstoff wird zur Zeit noch von verschiedenen Alkoholen übertroffen. Für Zwecke der Raketentechnik sind es jedoch nur Äthyl- und Methylalkohol, die in besonderem Umfang zur Verwendung kommen. Die technisch wirklich vorzüglichen Eigenschaften beider Alkohole und die in sehr großen Mengen mögliche, billige Herstellung sind dafür die Ursachen.

Die Leistungsdaten beider Stoffe liegen etwas niedriger als bei den gewöhnlichen Kohlenwasserstoffen. Dem steht aber ein nicht gering einzuschätzender Vorteil in anderer Hinsicht gegenüber. Alkohole verbrauchen nämlich zu ihrer Verbrennung weniger Sauerstoff als zum Beispiel Benzin. So sind zur Verbrennung von 1 kg Benzin etwa 3,5 kg Sauerstoff nötig, für 1 kg Alkohol dagegen nur rund 2,1 kg. Es ergibt sich unter diesen Umständen ein kleineres Sauerstoffbehältervolumen für Alkohol als Brennstoff. Dafür ist die Tatsache ausschlaggebend, daß die Alkohole selbst Sauerstoff in ihren Molekülen enthalten.

Die Brennkammertemperaturen sind für Alkohol-Sauerstoff-Gemische schon von vornherein nicht so hoch wie bei der Verbrennung der meisten gewöhnlichen Kohlenwasserstoffe oder deren Mischungen. Hinzu kommt, daß sich die Alkohole in beliebigem Verhältnis mit Wasser mischen lassen. Auf diesem Wege kann die Brennkammertemperatur weiter herabgesetzt werden. Durch den Wasserzusatz wird aber nicht nur die Reaktionstemperatur herabgesetzt; es sinken auch der Gemischheizwert und die theoretische Ausströmgeschwindigkeit. Im Augenblick sind die Sorgen der Triebwerkskonstrukteure in bezug auf die Temperaturfestigkeit der Brennkammerwerkstoffe noch so ausschlaggebend, daß die energetischen Fragen zurücktreten müssen. So wurde bei der ersten ballistischen Fernrakete, dem Aggregat 4 (A4), Alkohol als Brennstoff verwendet, dem 25 % Wasser beigemischt waren. Es gelang auf diesem Wege, die Verbrennungstemperatur auf rund 2500°C herunterzudrücken und die Verwendung von Brennkammern aus unlegiertem Stahl zu ermöglichen. Ohne eine zusätzliche Kühlung der Kammer wäre aber auch diese Temperatur noch viel zu hoch gewesen.

Als flüssiges Kühlmittel bietet sich der Alkohol selbst an. Unter Berücksichtigung des Drucks im Kühlmantel ist seine Siedetemperatur ziemlich hoch, und auch die spezifische Wärme mit rund 0,6 kcal/kg grd ist befriedigend. Überall dort, wo eine flüssigkeitsgekühlte Raketenbrennkammer mit Alkohol als Brennstoff betrieben wird, wird dieser darum als Kühlmittel verwendet. Der niedrige Gefrierpunkt des Alkohols läßt außerdem einen genügenden Spielraum für einen Wechsel in der Umgebungstemperatur, was sich bei Raketenaufstiegen in größere Höhen als günstig erweisen kann.

Treibstoffe mit reinem Methylalkohol haben eine etwas geringere Qualität als die mit reinem Äthylalkohol. Beide können aber in beliebigem Verhältnis gemischt werden, so daß sich je nach den Rohstoffverhältnissen immer geeignete Mischungen herstellen lassen. An die Werkstoffe für Behälter, Pumpen, Leitungen und andere Teile, die mit Alkohol in Berührung kommen, werden keine besonderen Anforderungen gestellt, da Alkohol keine giftigen und korrodierenden Wirkungen ausübt, zumindest nicht auf die gebräuchlichsten Werkstoffe. Als Oxydator für Alkohole ist bis jetzt nur Sauerstoff bekannt geworden. Treibstoffe der Gruppe Alkohol—Flüssigsauerstoff sind nichthypergol, erfordern also eine besondere Zündung.

Ein hauptsächlich in den USA in größerem Umfang verwendeter Brennstoff für Raketentriebwerke (WAC Corporal, Starthilfsraketen) ist das Anilin. Mit rotrauchender Salpetersäure bildet es ein hypergoles Treibstoffsystem. Anilin ist eine ölige, gelbliche Flüssigkeit mit der Dichte 1,02. Verunreinigungen des Anilins oder der Säure haben Zündschwierigkeiten zur Folge. Zur Beeinflussung von Verbrennung, Zündverhalten und Wärmetransport werden dem Anilin

häufig organische Verbindungen zugesetzt. Mit — 6,0°C liegt der Gefrierpunkt verhältnismäßig hoch, er läßt sich aber durch verschiedene Zusätze herabsetzen. Furfurylalkohol in einer Zumischung bis zu 20 % hat sich vor allem dadurch bewährt, daß keine Leistungsminderungen für die Gemische in Kauf genommen werden müssen. Anilin ist verhältnismäßig leicht und wirtschaftlich herzustellen und dürfte auch weiterhin zu den bevorzugten Brennstoffen für Raketentriebwerke zählen.

Ähnliche Eigenschaften und Bedeutung wie das Anilin haben noch Xylidin und Triäthylamin [$(C_2H_5)_3N$]. Sie sind ebenfalls mit Salpetersäure hypergol und können mit Anilin zu beliebigen Gemischen zusammengestellt werden. Ausgezeichnet bewährt haben sich die in Deutschland entwickelten Tonka-Brennstoffe der BMW. Über die Zusammensetzung einiger dieser Gemische gibt Tafel 2.5 Auskunft.

Tafel 2.5 Zusammensetzung bewährter Brennstoffe aus der Tonka-Reihe der BMW

Bezeichnung	Bestandteile	Volumenanteile [%]
Tonka 93	Rohxylidin	20
	Isohexylamin	20
	Anilin	20
	N-Äthylanilin	20
	Schwerbenzin	10
	Lösungsbenzol	10
Tonka 250	Rohxylidin	50
	Triäthylamin	50
Tonka 500	N-Methylanilin	22
	Triäthylamin	21
	Schwerbenzin	16
	Anilin	15
	Lösungsbenzol	14
	Rohxylidin	12

Die Betrachtung flüssiger Raketentreibstoffe kann mit dem Hinweis fortgeführt werden, daß außer den bisher genannten Substanzen auch organische Verbindungen anderer Art brauchbare Brenneigenschaften bieten. Ein bekanntes und bewährtes Beispiel ist das Hydrazinhydrat ($N_2H_4 \cdot H_2O$). Es entsteht als Lösung von Hydrazin (N_2H_4) in Wasser und ist eine farblose, giftige Flüssigkeit, deren Dämpfe bei längerer Einwirkung auf den Menschen zu zeitweiliger Erblindung führen können. Außer mit Wasser läßt es sich noch gut mit Alkohol und anderen organischen Verbindungen mischen. Mit Wasserstoffsuperoxyd reagiert es als Hypergol, was schon vor 1945 zu seiner Verwendung im Raketentriebwerk der Me 163 Anlaß gab. Der Treibstoff bestand aus 80%igem Peroxyd

als Oxydator und einem Hydrazinhydrat-Methylalkohol-Gemisch als Brennstoff. Auch das Hydrazin selbst ist als Brennstoff verwendbar, und zwar mit Peroxyd und Salpetersäure als Hypergol. Seine positive Bildungswärme bietet gewisse Vorteile bei der Mischung des Hydrazins mit anderen Brennstoffen. Recht unangenehm ist sowohl beim Hydrazin als auch beim Hydrazinhydrat, daß ihre Dämpfe mit der Luft explosive Gemische bilden.

Wenn damit auch die Reihe der nach den bisherigen Verlautbarungen wirklich erprobten und mit Erfolg eingesetzten Brennstoffe abgeschlossen werden kann, so darf nicht übersehen werden, daß die Entwicklung auf diesem speziellen Gebiet der Raketentreibstoffchemie weiter fortschreitet. Gemessen an der Zahl der bisher genannten Brennstoffe, ist der Stand der Entwicklung scheinbar auch nicht befriedigender als bei den Oxydatoren. Doch dürfte dies nicht zuletzt darauf zurückzuführen sein, daß eben immer wieder nur etwas über die schon längst allgemein bekannten Brennstoffe oder Brennstoffkombinationen veröffentlicht wird. Über den Stand der letzten Forschungen und Erprobungen wird schon aus Gründen der Geheimhaltung wenig zu erfahren sein. Es darf also angenommen werden, daß auch über die hier genannten Stoffe hinaus weitere Raketentreibstoffe oder -treibstoffkomponenten mit gleichwertigen oder besseren Eigenschaften vorliegen.

Abschließend sei noch ein kurzer Ausblick auf Stoffe angefügt, die zur Zeit noch nicht in die Reihe der „gesicherten" Brennstoffe gehören, ihren Eigenschaften nach jedoch ein gewisses Interesse in dieser Richtung verdienen.

Zunächst können noch die energetisch aussichtsreich erscheinenden Reaktionen von Elementen niederer Ordnungszahl mit den bisher genannten Oxydatoren Erwähnung finden. In der Mehrzahl handelt es sich hierbei um Leichtmetalle mit hohen Gemischheizwerten (Tafel 2.6). Derartige Reaktionen werden daher, wie schon erwähnt, als Metallbrände bezeichnet.

Tafel 2.6 Eigenschaften einiger Metallbrände

(nach *E. Schmidt*)

Brennstoff	Oxydator	Oberer Gemischheizwert [kcal/kg]	c_{th} [m/s]	Spez. Impuls $\left[\frac{kps}{kg}\right]$
Lithium	O_2	4764	6320	644
	O_3	5150	6570	670
Natrium	O_2	1650	3718	379
	O_3	3236	5048	525
Magnesium	O_2	3623	5510	562
	O_3	3910	5720	583
	H_2O_2	2577	4646	474
Aluminium	O_2	3730	5590	570
	O_3	4070	5840	595
Kalzium	O_2	2706	4762	486
	F_2	3720	5580	569

Von den Sauerstoffverbindungen dieser Elemente ergibt die Bildung von Berylliumoxyd (BeO) mit 5830 kcal/kg den größten Heizwert, womit der Heizwert der zur Zeit zur Anwendung kommenden Kohlenwasserstoffe bedeutend übertroffen wird. Große Heizwerte erhält man auch noch bei der Bildung von Bortrioxyd (B_2O_3) und Lithiumoxyd (Li_2O), während Magnesiumoxyd (MgO), Aluminiumoxyd (Al_2O_3) und Siliziumdioxyd (SiO_2) etwas niedrigere Werte ergeben. Zum Vergleich sei auf die wesentlich niedrigere Wärmemenge verwiesen, die bei der Bildung von Kohlendioxyd (CO_2) freigesetzt wird.

Ungünstig wirkt sich bei den reinen Metallbränden die zur Verdampfung des in fester Phase eingebrachten Brennstoffs (Metall) und seiner Oxyde notwendige sehr große Wärmemenge aus, die von dem Heizwert der Reaktionsprodukte aufgebracht werden muß. Die Folge ist unter anderem, daß während des gesamten Verbrennungs- und Ausströmvorgangs in den Reaktionsprodukten die feste und die flüssige Phase erhalten bleiben. Dadurch unterscheiden sich dann die Verbrennungsvorgänge von Kohlenwasserstoffen und Metallen in einem Triebwerk auch rein äußerlich. Bei letzteren ist, je nach dem Anteil von festen und flüssigen Bestandteilen, der Ausströmvorgang mit Staub- oder Nebelbildung verbunden. Die Erreichung größtmöglicher Ausströmgeschwindigkeiten wird trotz zum Teil hoher Heizwerte häufig durch Dissoziationsverluste verhindert. Verantwortlich dafür sind die durchweg sehr hohen Verbrennungstemperaturen der genannten Elemente, wodurch sich zusätzlich bedeutende Schwierigkeiten für die Kühlung der Brennkammer ergeben. Es bleibt noch auf die Tatsache zu verweisen, daß bei den Metallbränden die Frage der Brennstoffzuführung zur Brennkammer besondere zusätzliche technische Probleme aufwirft, die dem Streben nach unkompliziertem und kleinem Triebwerkszubehör (Fördersystem) durchaus nicht entgegenkommen.

Um aber wenigstens zum Teil gewisse energetische Vorteile der chemischen Reaktionen vorgenannter Elemente ausnutzen zu können, erprobten *E. Sänger* und *I. Bredt* Brennstoffe auf der Basis von Metalldispersionen in Mineralölen. Ausgangsprodukte für diese Brennstoffe sind feinster Leichtmetallstaub und irgendein bewährter Kohlenwasserstoff, zum Beispiel Gasöl. Die vollkommene Mischung beider wird allgemein als *Dispersion* (Kolloid) bezeichnet, bei gröberen Leichtmetallpartikeln auch als *Suspension.* Für derartige Metalldispersionen in Mineralölen ergeben sich, wie leicht einzusehen ist, einmal größere Energiekonzentrationen je Volumeneinheit als für den Kohlenwasserstoff allein, außerdem kann auch der Heizwert der Dispersion höher als der ihrer Komponenten im einzelnen sein. Durch die Wahl des prozentualen Anteils des Metalls lassen sich sowohl Energiekonzentration als auch Leistungskennwerte in vielfältiger Form beeinflussen. Der technisch bedeutsamste Vorteil der Dispersionen liegt jedoch darin, daß sie in fördertechnischer Hinsicht den üblichen flüssigen Brennstoffen durchaus gleichzustellen sind. Es erwachsen durch ihre Verwendung also keine zusätzlichen Probleme für die Triebwerkskonstruktion, es sei denn auf dem Sektor der Brennkammerkühlung.

Unter der Leitung von *E. Sänger* wurde in Trauen (Lüneburger Heide) eine umfangreiche Reihe von Prüfstandversuchen auf dieser Basis mit großem Erfolg durchgeführt. Bei einem Aluminium-Kohlenwasserstoff-Brand mit 60,5 % Metallgehalt wurde beispielsweise bewiesen, daß auf diesem Weg Ausströmgeschwindigkeiten von über 3000 m/s praktisch möglich sind.

Es mag auf den ersten Blick etwas merkwürdig erscheinen, daß ausgerechnet der Wasserstoff, der doch bekanntlich die größten Leistungskennwerte bei Oxydationsvorgängen aufzuweisen hat, bisher keine Erwähnung fand. Gewiß nimmt Wasserstoff in energetischer Hinsicht die Spitzenposition unter allen Brennstoffen ein, entscheidend ist aber — für die in diesem Abschnitt angestellten Betrachtungen — ausschließlich die Eignung eines Brennstoffs für Raketentriebwerke. In der Praxis, die letztlich allein interessiert, sind zwar die erwähnten Leistungskennwerte (theoretische Ausströmgeschwindigkeit, spezifischer Schub) für die Auswahl von Treibstoffen oder deren Komponenten bedeutsam, aber nicht allein entscheidend. Zusätzliche Faktoren, die über die Verwendbarkeit eines Brennstoffs in Raketentriebwerken bestimmen, wurden schon genügend erörtert. Legt man diese als Maßstab an, so schneidet Wasserstoff allerdings recht ungünstig ab.

Wasserstoff wird erst bei etwa — 253°C flüssig und muß dann außerordentlich gut temperaturisoliert werden, wenn die Verdampfung in erträglichen Grenzen gehalten werden soll. Die Frage nach geeigneten Werkstoffen für Aufbewahrungsbehälter und Leitungen ist nur sehr schwer zu lösen, denn viele Werkstoffe verlieren bei dieser tiefen Temperatur einen großen Teil ihrer Festigkeit. Alle Flüssigkeiten und Gase werden in flüssigem Wasserstoff fest, was bei nicht völliger Reinheit des flüssigen H_2 zu Verstopfungen von Ventilen und Einspritzorganen führen kann. Die verdampfenden Wasserstoffanteile bilden mit der umgebenden Luft bekanntlich das sehr explosive Knallgas, was prinzipielle Vorsichtsmaßnahmen bei allen Hantierungen mit Wasserstoff notwendig macht. Von dem hohen Heizwert eines Wasserstoff-Sauerstoff-Gemisches bleibt schließlich für raketentechnische Zwecke auch nicht mehr viel übrig, denn Wasserstoff hat eine so geringe Dichte (0,07), daß die erzielbare Energiekonzentration erheblich ungünstiger als bei den bisher genannten Brennstoffen ist. Für die Verwendung von reinem Wasserstoff als Brennstoff in Raketentriebwerken ergeben sich also keine günstigen Voraussetzungen. Die Knallgasrakete wird daher nur eine beschränkte Perspektive für die Zukunft bieten. Einzig die Bindung des Wasserstoffs in den Kohlenwasserstoffen bietet vorläufig eine Möglichkeit, unter günstigen Voraussetzungen wenigstens zu einem Teil den Heizwert der Wasserstoff-Sauerstoff-Reaktion auszunutzen. Wie Tafel 2.4 zeigt, haben darum auch die Kohlenwasserstoffe mit dem größeren prozentualen Wasserstoffgehalt den größeren Heizwert.

Eine auch für die Praxis aussichtsreiche Entwicklung auf dem Sektor der Raketenbrennstoffe scheint sich durch die schon seit mehreren Jahren sehr intensiv betriebene Erforschung der Borane anzubahnen. Als *Borane* bezeichnet man die Wasserstoffverbindungen, Hydride, des Bors nach der Formel B_nH_{n+4} oder B_nH_{n+6}. In diesen Verbindungen vereinen sich zum Teil die Vorteile des hohen Wasserstoffgehalts mit der Beteiligung eines Elementes niederer Ordnungszahl (Bor) an der Verbrennungsreaktion. Wie schon angedeutet, erhält man bei der Bildung von Boroxyd (B_2O_3) beträchtliche Heizwerte.

Von den höheren Boranen sind für raketentechnische Zwecke besonders Pentaboran (B_5H_9) und Dekaboran ($B_{10}H_{14}$) aussichtsreich, die beide durch thermische Zersetzung aus Diboran [$(BH_3)_2$] gewonnen werden können. Während Diboran bei normalen Temperaturen gasförmig ist, erhält man Pentaboran in flüssigem und Dekaboran in festem Zustand. Außer den Boranen selbst sind

aber auch Boranverbindungen (z. B. Triäthylboran, Äthylboran u. a.) als Raketenbrennstoffe verwendbar. In ihren Eigenschaften sind sie den Boranen sehr ähnlich. Der Umgang mit Boranen setzt, soweit sie flüchtig sind, besonders zuverlässige Kontroll- und Warneinrichtungen voraus, da die entstehenden Dämpfe außerordentlich giftig sind und Auswirkungen der Vergiftung erst nach einiger Zeit bemerkbar werden.

Bei Treibstoffen unter Verwendung von Boranen läßt sich gegenüber Kerosin als Brennstoff eine Steigerung der Heizwerte bis zu 50 % erzielen. Prüfstandversuche mit einem Versuchstriebwerk, die beim US National Advisory Commitee for Aeronautics (NACA) durchgeführt wurden, ergaben für Diboran und Flüssigsauerstoff im Mischungsverhältnis 35:65 einen maximalen spezifischen Impuls von 249 kps/kg und von 274 kps/kg unter Berücksichtigung der Wärmeverluste. Der theoretische spezifische Impuls dieser Treibstoffkombination beträgt 299 s. Der Brennstoff setzt sich dabei aus 95 % Diboran und 5 % Äthan mit Diäthyläther zusammen. Ganz allgemein eignen sich als Aktivatoren für Boranbrennstoffe neben Flüssigsauerstoff noch flüssiges Ozon sowie Fluor. Ein wesentlicher Nachteil bei der Verbrennung von Boranen in Sauerstoff oder Ozon ist die Schlackenbildung durch Bortrioxyd, das bei den hohen Flammentemperaturen zwar zunächst flüssig ist, aber beim Ausströmvorgang sehr schnell feste Verbrennungsrückstände bildet. Die Schlackenbildung läßt sich jedoch durch Kohlenwasserstoffzusätze weitgehend zurückdrängen. Zusammenfassend läßt sich sagen, daß die Verwendung von Boranen in Raketentreibstoffen für die Zukunft beachtliche Leistungssteigerungen erhoffen läßt.

2.7 Zukünftige Energieträger für Raketentriebwerke

Die vorangegangenen Darstellungen über Raketentreibstoffe und ihre Komponenten zeigten zweifellos, daß bei der Entwicklung leistungsfähiger Gasdruck-Raketentriebwerke der Treibstoffauswahl eine ganz besondere Bedeutung zukommt, jedenfalls solange rein chemische Reaktionen die Grundlage der Energieerzeugung bilden werden. Die Bedeutung des Energiegehalts der Treibstoffe und seine Auswirkungen auf die Leistungen der Triebwerke lassen deutlich erkennen, daß die Suche nach möglichst energiereichen und doch technisch einfach zu handhabenden Treibstoffen immer im Vordergrund stehen wird, besonders natürlich, wenn die Ziele des Raketenfluges in den Weltraum hinausgeschoben werden.

Wenn man aber die Betrachtungen auf chemische Treibstoffreaktionen in Gasdrucktriebwerken beschränken wollte, dann wäre nur eine ganz eng abgegrenzte Auswahl im Bereich der Strahlantriebstechnik gegeben. Gewiß, bis heute sind die chemischen Gasdruck-Strahltriebwerke die einzigen realisierten Antriebsmittel für Raketen. Sie werden auch noch für viele Jahre das Bild der Raketentechnik maßgeblich beherrschen. Dennoch kann festgestellt werden, daß damit die Möglichkeiten zur Erzeugung von Antriebsstrahlen für Raketen im Prinzip noch längst nicht erschöpft sind.

Da ist zunächst ein energieerzeugender Vorgang, der noch den chemischen Treibstoffreaktionen zugeordnet werden könnte, wenn er andererseits nicht mit einem so großen Aufwand an physikalischen Voraussetzungen verbunden wäre. Trennt man nämlich die beiden Atome des in der Natur nur in molekularer Form

auftretenden Wasserstoffs (H_2), bildet also 2 H, und könnte man diesen einatomigen Wasserstoff dann wieder in einer Brennkammer zu H_2 vereinigen, so würden dabei Wärmemengen frei, die alle sonst vorstellbaren Werte weit übertreffen. Diese Reaktion $2\,H \rightarrow H_2$ läuft ohne die Anwesenheit eines anderen Stoffs (Oxydator, Katalysator) ab und liefert theoretisch 51400 kcal/kg. Die Ausströmgeschwindigkeit käme unter dieser Voraussetzung, ebenfalls natürlich theoretisch, auf den verheißungsvollen Wert von etwa 20800 m/s. Bringt man davon noch Verluste durch Dissoziation infolge hoher Brennkammertemperaturen und bei Drücken unter 100 at in Abzug, dann würden vielleicht noch immer rund 10000 bis 12000 m/s zu erhoffen sein. Zu erhoffen deswegen, weil vorläufig keinerlei Aussichten bestehen, diese Reaktion technologisch in größerem Maßstab zu beherrschen. Einatomiger Wasserstoff hat nämlich unter gewöhnlichen Bedingungen nur eine äußerst kurze Lebensdauer, etwa in der Größenordnung von einigen Zehntelsekunden. Er ist also nicht stabil und strebt sofort wieder zur Molekülbildung. Es gibt zwar physikalische Methoden zur Darstellung von einatomigem Wasserstoff, aber ihre Übertragung auf Triebwerke in Raketen würde zu untragbaren Massenverhältnissen und unerfüllbaren konstruktiven Anforderungen führen.

In gewisser Hinsicht ähnlich liegen die Verhältnisse bei der Verwendung der Kernenergie in Raketentriebwerken. Die in Aussicht befindlichen Energiewerte sind theoretisch geradezu überwältigend. Ihre Umsetzung in einem Triebwerk jedoch und ihre Übertragung auf einen Antriebsstrahl wirft Probleme auf, die — vorläufig wenigstens — die großen Erwartungen erheblich zu dämpfen vermögen. Der wesentliche Unterschied zur Reaktion von einatomigem Wasserstoff liegt für die Praxis aber gerade darin, daß heute immerhin schon erfreuliche Aussichten bestehen, die Kernenergie in absehbarer Zeit in Raketentriebwerken nutzbar machen zu können.

Beim Kernzerfall von Uran 235 wird eine Wärmemenge von $1{,}57 \cdot 10^{10}$ kcal/kg frei. Umgerechnet nach der bekannten Gleichung, würde sich daraus eine theoretische Ausströmgeschwindigkeit von rund 11800000 m/s ergeben, eine fast unvorstellbare und wirklich nur rein theoretische Größe. Sie würde nämlich voraussetzen, daß einmal die Wärmemenge außerordentlich schnell freigesetzt und das Uran selbst zur Strahlmasse gemacht wird. Beides würde aber die Belastungsgrenze der Werkstoffe einfach nicht zulassen.

Eine Rakete, bei der nicht nur die Strahlenergie, sondern auch die Strahlmasse vom spaltbaren Material selbst aufgebracht werden muß, wird allgemein als *tiefentropische Atomrakete* bezeichnet. In ihr könnten auch die Partikeln der Kernstrahlung direkt als Aufbauelemente des Antriebsstrahls gedacht werden. Allerdings würde dies in der Praxis unerfüllbar sein, denn es ist vorläufig kein Verfahren zur Richtungsbündelung von Zerfallstrahlung bekannt. Die tiefentropische Atomrakete hat damit heute nur hypothetischen Wert.

Etwas günstiger liegen die Verhältnisse schon bei den sogenannten *thermischen Atomraketen.* Ihre Triebwerke sind nämlich in vielem mit gewöhnlichen Gasdrucktriebwerken zu vergleichen, besonders was die Thermodynamik des Arbeitsmediums betrifft. Die grundlegenden Gedanken zu dieser speziellen Form des Atomantriebs sind eigentlich denkbar einfach. Wenn sich das spaltbare Material und die frei werdende Wärme nicht unmittelbar für den Aufbau eines Antriebsstrahls verwenden lassen, so müssen bestimmte Funktionen einem Hilfsstoff

übertragen werden. Dieser Hilfsstoff, häufig *Stützmasse* genannt, hat in der Hauptsache die Strahlmasse zu liefern, während die Energieerzeugung ausschließlich dem Kernmaterial vorbehalten bleibt. Durch Kontakt mit dem wärmeabgebenden Kernmaterial in Spezialbrennkammern wird die Stützmasse in hocherhitztes Gas verwandelt, dessen Entspannung in einer Ausströmdüse dann den Vortrieb liefert. Also in vieler Hinsicht ein durchaus gleichartiger Vorgang wie bei den chemischen Gasdrucktriebwerken. Der Unterschied besteht lediglich darin, daß in der thermischen Atomrakete die Energie nicht im Arbeitsmedium und nicht von diesem selbst erzeugt wird, sondern von außen her einwirkt. Die Gleichartigkeit zwischen thermischen Atomtriebwerken und chemischen Gasdrucktriebwerken in thermodynamischen und einigen technologischen Einzelheiten sind sehr vorteilhaft, da die vielfältigen Erfahrungen mit letzteren damit auch zum Teil der Entwicklung neuer leistungsstarker Triebwerke auf Kernenergiebasis zugute kommen.

Als Arbeitsmedium oder, besser gesagt, als Stützmasse sind Stoffe zu bevorzugen, deren Moleküle aus wenigen Atomen aufgebaut sind und ein möglichst kleines Molekulargewicht aufweisen. Diese Bedingungen erfüllen in erster Linie Wasserstoff (H_2) und nicht ganz so vorteilhaft Ammoniak (NH_3) und Wasser (H_2O). Die Verwendung von Wasserstoff würde mancherlei Schwierigkeiten zur Folge haben, erstens wegen der kleinen Dichte in der flüssigen Phase und zweitens wegen der schwierigen Handhabung des Wasserstoffs in der flüssigen Phase. Die Kühlung der Brennkammer würde bei Wasserstoff als Stützmasse noch ein geeignetes zusätzliches Kühlmittel erfordern, da Wasserstoff in flüssigem Zustand für diesen Zweck nicht geeignet ist. Sollte das Aufheizen des Arbeitsmediums mit dessen teilweiser Dissoziation verbunden sein, so ist dies nicht ein Nachteil wie im Fall der chemischen Gasdrucktriebwerke, denn beim Atomantrieb gibt es ja keine Energiesorgen.

Ein weiteres Problem des thermischen Atomantriebs liegt in der Schaffung einer ausreichenden Wärmeübertragungsfläche zwischen dem aktiven Stoff und der Stützmasse, die auch von der meist nicht allzu großen kritischen Masse des reinen spaltbaren Materials abhängig ist. Um die Wärmeübergangsfläche zu vergrößern, die Zerfallsrate herabzusetzen und ihre Steuerung zu ermöglichen, wird dem spaltbaren Material ein Verzögerer beigegeben. Er darf nur wenig Neutronen absorbieren, muß aber deren Geschwindigkeit erheblich herabsetzen können. Als geeignet empfehlen sich Graphit und schweres Wasser. Die Größe der kritischen Masse wächst bei Verwendung eines Verzögerers stark an und läßt so die Ausbildung einer möglichst großen Wärmeübergangsfläche zwischen aktivem Stoff und Stützmasse zu.

In Bild 2.3 ist ein einfaches Schema eines thermischen Atomantriebs gezeigt. Die flüssige Stützmasse befindet sich im Behälter *1*. Sie wird von der Pumpe *2* zunächst in den Kühlmantel der Brennkammer *3* gedrückt, wobei die Regelung durch entsprechende Ventile *4* erfolgen kann. Im Kammerkopf *5* kommt die Stützmasse mit dem spaltbaren Material in Berührung und wird dadurch stark aufgeheizt. Anschließend wird das nun gasförmige Arbeitsmedium in der Ausströmdüse entspannt und seine thermische Energie in die kinetische des Gasstrahls verwandelt.

Die Hauptprobleme eines Triebwerks von diesem Typ liegen hier wieder in den Brennkammertemperaturen. Bei den chemischen Gasdrucktriebwerken ist es

grundsätzlich möglich, trotz der im Inneren der Flammzone vielleicht 3000°C betragenden Temperatur durch technische Kunstgriffe und Kühlverfahren die Temperatur der Brennkammerwand bis auf 1000°C herabzusetzen. Die Probleme der Brennkammerwerkstoffe werden dadurch mit erträglichem Aufwand lösbar. Anders liegen die Verhältnisse bei dem eben geschilderten Typ des thermischen Atomtriebwerks. Um ein Gas bis auf eine vorgegebene Temperatur

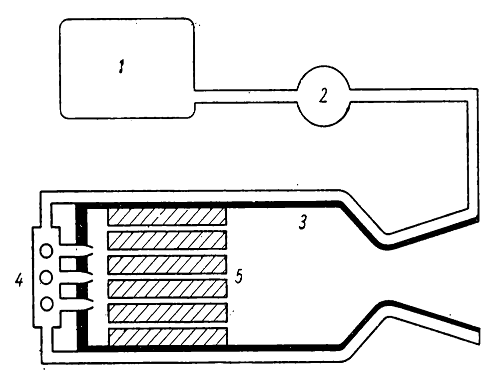


Bild 2.3 Schema eines Atom-Raketentriebwerks vom Reaktortyp

durch einen Kernreaktor aufzuheizen, müssen wenigstens einige Teile der Reaktoranlage selbst erheblich über die erwünschte Gastemperatur hinaus erhitzt werden. Selbst das schwer schmelzende Uranoxyd schmilzt aber schon bei etwa 2200°C. Die erreichbare Gastemperatur könnte unter diesen Voraussetzungen wohl kaum höher als etwa 1500°C werden, was zu spezifischen Schüben von vielleicht 400 bis 600 s führen könnte. Verglichen mit Höchstenergietreibstoffen auf chemischer Basis wäre damit also kaum ein entscheidender Fortschritt verbunden. Da aber jede Reaktoranlage außerdem noch mit zusätzlichem Massenaufwand (Strahlungsschutz usw.) behaftet ist, hat eine Triebwerksanlage dieses Typs nur noch bedingte Vorteile.

Ein anderes Triebwerksschema, dem zumindest der eben genannte Nachteil nicht anhaftet, ist in Bild 2.4 dargestellt. Die Stützmasse ist im Behälter *1* untergebracht. Die Pumpe *2* transportiert sie über Kühlmantel, Regelventile *3* und Einspritzorgane *4* zerstäubt in die Brennkammer *5*. Der Kernbrennstoff befindet sich in gelöster oder disperser Form im Behälter *6*. Er wird durch die Pumpe *7* über das Regelventil *8* und die ringförmig angeordneten Einspritzorgane *9* in die Brennkammer gesprüht.

Da hier die Energieentfaltung sozusagen im Arbeitsmedium vor sich geht, ergeben sich für die Konstruktion der Brennkammer weitgehende Parallelen zu den chemischen Gasdrucktriebwerken; vor allem sind jetzt die gewöhnlichen Kühlverfahren anwendbar und erfolgreich. Unter diesen Voraussetzungen ist die erreichbare Gastemperatur nicht mehr so stark von Festigkeitsfragen des Werkstoffs abhängig. Man nimmt an, daß mit derartigen Triebwerken unter Umständen spezifische Schübe von 1400 bis 1600 kps/kg realisiert werden können.

Leider hat aber auch dieses *Flüssigkeits*-Reaktortriebwerk wieder erhebliche Nachteile gegenüber dem *Feststoff*-Reaktortriebwerk. Die Menge des Kernbrennstoffs wird sehr klein im Vergleich mit der des durchgesetzten Arbeitsmediums. Als *Durchsatz* bezeichnet man die Masse eines Treibstoffs oder einer Komponente, die je Zeiteinheit einen bestimmten Querschnitt passiert. Außerdem ist die Anzahl der in Frage kommenden Arbeitsmedien sehr beschränkt, denn das Arbeitsmedium darf ja auf keinen Fall den Neutronenfluß so stark hemmen,

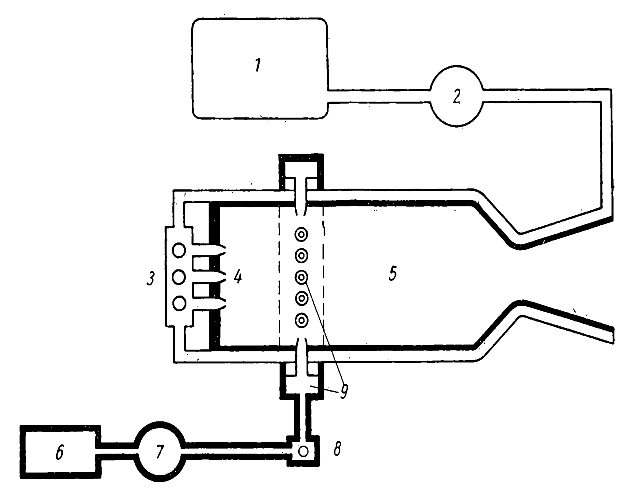


Bild 2.4 Schema eines Atom-Raketentriebwerks vom Mischungstyp

daß die Kernreaktion selbst zum Erliegen kommt. Die größte praktische Schwierigkeit liegt jedoch darin, daß jede Treibstoffkombination Kernbrennstoff—Stützmasse eine gewisse Mindestgröße des Reaktionsraumes voraussetzt, damit eine selbständige und stabile Kernreaktion aufrechterhalten werden kann. Die beim ersten Reaktortriebwerksbeispiel maßgebliche Größe der kritischen Masse wird in diesem Fall wesentlich größer. Für die Kombination Wasserstoff—Uran 235 ergibt sich, ohne Neutronenreflektor, bei einem Brennkammerdruck von 100 at ein Mindestdurchmesser der Brennkammer von etwa 260 m! Andere Arbeitsmedien ergeben noch weit ungünstigere Zahlen, so daß auch hier gegenwärtig nur recht geringe Aussichten für wesentliche praktische Fortschritte gegeben sind.

Diese Darstellungen zur Möglichkeit der Ausnutzung von Kernenergie in Raketentriebwerken zeigen, daß dieses Problem sehr kompliziert ist und bis zur Verwirklichung der Atomrakete noch viel Arbeit geleistet werden muß.

Grundsätzlich könnte man den Bogen bei der Betrachtung eventuell zukünftig möglicher Raketenantriebe noch weiter spannen. Allerdings verläßt man dann zumeist den Boden des Gesicherten und begibt sich, vor allem in Fragen der praktischen Verwirklichung, auf das Gebiet der Spekulation.

Eine konsequente Erweiterung des vorläufig nur hypothetischen Prinzips des Atomantriebs wären die elektrischen Strahltriebwerke. Darunter sollen „Triebwerke" verstanden werden, bei denen es nicht mehr auf das Aufheizen und anschließende Ausstoßen von Gasmassen ankommt, sondern bei denen Ionen und Elektronen gerichtet abgestrahlt werden, um den Vortrieb zu erzeugen. Die geringe Masse der Strahlpartikeln würde durch die extrem hohen Geschwindigkeiten derselben mehr als ausgeglichen. Abgesehen von anderen kritischen Problemen würden derartige Antriebe aber sowieso nur im leeren Raum in Betrieb zu nehmen sein, da Erzeugung und Ausstrahlung von Ionen und Elektronen nur im Vakuum in einfacher Weise möglich sind. Als Energielieferant der Strahlerzeugung kämen wieder nur Kernreaktionen in Frage. Dabei könnte zunächst die in einem Reaktor erzeugte Wärme zum Betrieb eines Turbinen-Generator-Aggregats benutzt werden. Der Generator seinerseits würde dann die notwendige elektrische Energie für die Strahlquelle liefern. Die „Ausströmgeschwindigkeiten" könnten dabei unter Umständen bis in den Bereich der Lichtgeschwindigkeit gesteigert werden.

Mit dem Stichwort Lichtgeschwindigkeit kann man schließlich Vorstellungen von der äußersten Perfektion auf dem Gebiet des Strahlantriebs verknüpfen. *Photonen* oder *Lichtquanten* bewegen sich bekanntlich mit der größten aller in der Natur möglichen Geschwindigkeiten von rund 300000 km/s. Ein Strom von Photonen weist also die idealste aller Ausströmgeschwindigkeiten auf. Eine Möglichkeit zur gerichteten Abstrahlung ist durch das einfache Scheinwerferprinzip gegeben. Ein unter diesen Voraussetzungen aufgebautes Triebwerk könnte als *Photonen-Strahltriebwerk* bezeichnet werden. Die von ihm erzeugte Rückstoßkraft liegt dabei im sogenannten *Strahlungs-* oder *Lichtdruck*. Auf die vorläufig nur hypothetischen, aber trotzdem doch äußerst interessanten Gegebenheiten der Photonenraketen wurde erstmalig von *E. Sänger* öffentlich verwiesen. Hier mag es genügen, einige kurze Hinweise zur physikalisch-technischen Problematik anzufügen.

Im Prinzip ist jeder gewöhnliche Scheinwerfer ein Photonen-Strahltriebwerk. Nur ist die Rückstoßkraft des Strahlungsdrucks dabei für Vortriebszwecke völlig unzureichend, weil Energie und Dichte der Strahlung viel zu gering sind. Um ausreichende Strahlungsdrücke zu erreichen, müßten die Strahlungserzeuger in Temperaturbereichen von 50000 bis 250000°C arbeiten! Der Hauptanteil der Strahlung würde dann schon im extremen Ultraviolett und im Bereich der Röntgenstrahlung liegen. Es genügt wohl, hier nur kurz auf die Werkstoffprobleme für Strahlungserzeuger und Abstrahlungsmechanismus hinzuweisen. Die Erzeugung einer derart intensiven Photonenstrahlung ist grundsätzlich nur denkbar im Zusammenhang mit sehr energiereichen Kernreaktionen. Nach *Sängers* Definition ist eine Photonenrakete „... im Grunde nichts anderes als eine in ihrer Wirkung zeitlich und räumlich in die Länge gezogene Wasserstoffbombe riesigen Ausmaßes...". Damit muß natürlich deren ungeheure Energieentwicklung auch in ihren bedrohlichen Auswirkungen irgendwo in Erscheinung treten. Dies wäre tatsächlich im Bereich des „Abgasstrahls" oder, anders ausgedrückt, im Lichtkegel der Photonenrakete der Fall. Nach *Sängers* Angaben würde der Strahlungskegel einer Lichtdruckrakete mit 100 Mp Schub und einem Kegelöffnungswinkel von 1:10 noch auf 1000 km Entfernung Wälder, Felder und Ortschaften auf einer Fläche von 8000 km² verbrennen können!

Wenn überhaupt, so würde also ein Photonentriebwerk nur weit entfernt von der Erdoberfläche ohne Gefahr für diese benutzt werden können. Zusätzliche Triebwerke anderer Art wären somit erst nötig, um die Rakete in eine gefahrlose Ausgangsposition zu bringen. Aus den genannten und noch vielen anderen Gründen weisen alle mit diesem Gegenstand verbundenen Arbeiten und Untersuchungen in eine noch sehr, sehr ferne Zukunft der Raketentechnik, konkreter gesagt, der Raumfahrt, deren Perspektiven zwar ungeheuerlich erscheinen, von denen aber auch gesagt werden muß, daß an eine Verwirklichung der Grundidee ohne prinzipiell neue physikalische Erkenntnisse und technische Fortschritte überhaupt nicht zu denken ist.

3 Arbeitsweise der Raketentriebwerke

3.1 Grundlegende Kennwertdefinitionen

3.11 Effektiver Schub und effektive Ausströmgeschwindigkeit

In Abschn. 1.2 wurden nur allgemeingültige Betrachtungen über die Zusammenhänge von Impulssatz und raketentechnisch interessierenden, bestimmbaren Größen, wie Schub P, Ausströmgeschwindigkeit c und Massefluß $\dot{m}$, angestellt. Das vorläufige Ergebnis war darum nur eine Schubformel mit allgemeinster Aussage:

$$P = \dot{m}c \, .$$

Um den in der Praxis vorliegenden Bedingungen gerecht zu werden, erweist es sich als notwendig, die Begriffe wesentlich zu verfeinern und zusätzlich spezielle Definitionen einzuführen.

Zunächst soll der Schubbegriff strenger gefaßt werden. Es ist nämlich zu bedenken, daß in der Praxis, vor allem bei Prüfstandversuchen, die Wirkungen eines in der Umgebung des arbeitenden Triebwerks vorhandenen gasförmigen Mediums (atmosphärische Luft) berücksichtigt werden müssen.

Es wurde schon darauf hingewiesen, daß die Rückstoßkraft eines Raketentriebwerks als Schub an einem Dynamometer abgelesen werden kann. Der *effektive* (wirksame) Schub ist aber unter der eben genannten Bedingung nicht nur vom sogenannten *Mündungsschub* $I_m = \dot{m}c_2$ abhängig, wobei c_2 die Geschwindigkeit der Feuergase in der Mündung der Ausströmdüse ist. Bild 3.1 gibt

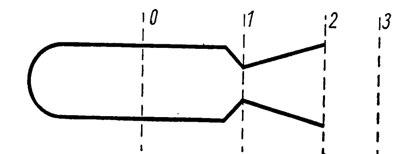


Bild 3.1 Hinweise auf die verwendeten Indizes

Auskunft über die Verwendung von Indizes bei den vorliegenden Betrachtungen. Die ruhende Außenluft übt ihrerseits eine gewisse Kraft von der Größe p_3F_2 auf die Mündung der Ausströmdüse aus, die dem Mündungsschub entgegengerichtet wirkt. Darin ist p_3 der statische, äußere Luftdruck und F_2 die Düsenmündungsfläche.

Außerdem ist aber noch folgendes zu bedenken: Konstruktive Schwierigkeiten machen es unmöglich, Ausströmdüsen zu verwirklichen, bei denen die Feuergase bis auf den Druck $p_2 = 0$ in der Mündungsfläche entspannt werden. Durch das Vorhandensein eines gewissen Mündungsdrucks der Feuergase ist die Möglichkeit

einer explosionsartigen Ausbreitung der expandierenden Gase nach Austritt aus der Düsenmündung gegeben. Dieser Vorgang liefert eine Kraft p_2F_2, die also bei Ermittlung des effektiven (wirksamen) Schubes P_e dem Mündungsschub hinzugerechnet werden muß. Der vollständige Ausdruck für den effektiven Schub ergibt sich somit zu:

$$P_e = I_m + p_2F_2 - p_3F_2 \tag{3.1}$$

oder

$$P_e = \dot{m}c_2 + (p_2 - p_3)F_2 \,. \tag{3.2}$$

Gl. (3.2) ist damit die vollständige Schubformel, die allen Berechnungen zugrunde zu legen ist. Die Berechnung des effektiven Schubes P_e wird sich in allen Fällen dort als sinnvoll für die Praxis erweisen, wo es sich um Triebwerke höherer Leistung handelt, die ja meist beträchtliche Mündungsflächen haben.

Für eine vertikal aufsteigende Rakete besagt Gl. (3.2), daß von dem sogenannten *Druckterm* $(p_2 - p_3)\,F_2$ mit zunehmender Höhe ein wachsender positiver Einfluß auf den Schub des fliegenden Geräts ausgeübt wird, da der atmosphärische Druck bekanntlich mit der Höhe abnimmt, p_3 somit gegen Null strebt. Für den leeren Raum ergibt sich dann schließlich der sogenannte *Vakuumschub:*

$$P_{\text{vac}} = \dot{m}c_2 + p_2F_2 \,. \tag{3.3}$$

Eine Ausströmdüse, die so dimensioniert ist, daß sie im lufterfüllten Raum den Mündungsdruck gleich dem Druck des umgebenden Mediums werden läßt, wird *Düse mit optimalem Expansionsverhältnis* genannt. Dann wird der Druckterm in der Schubformel (3.2) gleich Null, und der sich so ergebende Schub wird als *Nennschub* P_N bezeichnet. Für den Fall, daß der Mündungsdruck p_2 gleich dem Bodenluftdruck ist, wird der Nennschub *Mündungsschub* genannt. In der heutigen Großraketentechnik ist es vielfach üblich, den Mündungsdruck in der Größenordnung 0,7 bis 0,8 at (Absolutdruck) vorzugeben. Es ist klar, daß dann der Nennschub erst in der Höhe erreicht wird, in der der Mündungsdruck dem atmosphärischen Druck gleich ist. Diese *Nenndruckhöhe* liegt beispielsweise für $p_2 = 0{,}8$ at ungefähr in einer Höhe von 2100 m über NN.

Mit Hilfe des effektiven Schubes P_e läßt sich nun auch eine *effektive Ausströmgeschwindigkeit* definieren. Aus dem Ansatz $P_e = \dot{m}c_e$ ergibt sich:

$$c_e = \frac{P_e}{\dot{m}} = \frac{\dot{m}c_2 + (p_2 - p_3)F_2}{\dot{m}} \tag{3.4}$$

oder

$$c_e = c_2 + \frac{(p_2 - p_3)F_2}{\dot{m}} \,. \tag{3.5}$$

Daraus ist folgendes zu ersehen: Wird der effektive Schub zum Nennschub, so ist die effektive Ausströmgeschwindigkeit mit der Geschwindigkeit der Strahlpartikeln in der Düsenmündung identisch.

3.12 Treibstoffdurchsatz und spezifischer Impuls

In den Ausführungen des vorangegangenen Abschnitts war in den betrachteten Beziehungen vom Massefluß $\dot{m}$ die Rede. Um die gegebenen Formeln auch für

die Berechnung gesuchter Werte anwendbar zu machen, ist es notwendig, an Stelle von $\dot{m}$ den Verbrauch an Treibstoff $\dot{T}$ in kg/s unter Berücksichtigung von

$$\dot{m}\,[\mathrm{kg}] = m \left[\frac{\mathrm{kp\,s^2}}{9{,}81\ \mathrm{m}}\right].$$

einzuführen.

Die Schubgrundformel wird also zu:

$$P = \dot{T}c\ [\mathrm{kp}] \tag{3.6}$$

und die vollständige Schubformel:

$$P_e = \dot{T}c_2 + (p_2 - p_3)F_2\ [\mathrm{kp}], \tag{3.7}$$

ebenso analog in allen anderen Gleichungen. $\dot{T}$ wird als *Treibstoffdurchsatz* bezeichnet. Aus dem Prüfstandversuch heraus bildet er zusammen mit der Schubmessung die Grundlage der späteren rechnerischen Auswertung. Der möglichst exakten Messung beider Werte kommt darum in der Praxis größte Bedeutung zu.

Eine für die vergleichende Betrachtung verschiedener Raketentreibstoffe besonders geeignete und darum auch häufig herangezogene Größe ist der *spezifische Impuls* I_s, gelegentlich auch *spezifischer Schub* genannt. Er wird definiert als Schub, bezogen auf den Treibstoffdurchsatz. Unter Verwendung der Schubgrundformel (3.6) erhält man also:

$$I_s = \frac{P}{\dot{T}}\left[\frac{\mathrm{kp\,s}}{\mathrm{kg}}\right]. \tag{3.8}$$

Sieht man zunächst von dem Einfluß der konstruktiven Qualität (Wirkungsgrad) des verwendeten Triebwerks ab, so hat man damit einen weiteren Kennwert für den verwendeten Treibstoff. Beide Größen, die in Abschn. 2.1 definierte theoretische Ausströmgeschwindigkeit c_{th} und der spezifische Impuls I_s, können also vergleichenden Betrachtungen von Raketentreibstoffen zugrunde gelegt werden. Der Zusammenhang beider Kennwerte wird deutlich, wenn man die Grundformel für den Idealfall $c = c_{th}$ betrachtet. Dann ist

$$P_{th} = \dot{T}\,c_{th}, \tag{3.9}$$

und der theoretische spezifische Impuls wird:

$$I_{s_{th}} = \frac{P_{th}}{\dot{T}} = c_{th}\ [\mathrm{m/s}]. \tag{3.10}$$

Nach dieser Definition hat also der theoretische spezifische Impuls die Einheit der Geschwindigkeit; sein Wert ist mit der theoretischen Ausströmgeschwindigkeit identisch. Für die Zwecke der Praxis ist aber die Definition nach Gl. (3.8) vorzuziehen.

Für die Auslegung eines Triebwerks ist es in vielen Fällen nützlich, auch den *Gesamt-* oder *Totalimpuls* zu bestimmen. Er ergibt sich als Zeitintegral über den Schub:

$$I = \int_0^t P \, dt . \tag{3.11}$$

Wird der Schub als konstant vorausgesetzt und ist t_B die gesamte Brenndauer, so erhält man:

$$I = P \, t_B \ [\text{kp s}] . \tag{3.12}$$

In der älteren Literatur findet man auch noch häufig den Totalimpuls als *Schubzeitwert* bezeichnet. Andererseits ist

$$t_B = \frac{I}{P} \ [\text{s}] , \tag{3.13}$$

d. h., auch die Brenndauer ist gegebenenfalls aus Totalimpuls und Schub berechenbar.

3.13 Wirkungsgrad, spezifischer Treibstoffverbrauch

Um die durch die konstruktiven Unvollkommenheiten eines Triebwerks bedingten Abweichungen der tatsächlichen, aus den Prüfstandversuchen hervorgehenden Werte für I_s und c von den Werten des theoretischen spezifischen Impulses und der theoretischen Ausströmgeschwindigkeit als Kennwerte der Treibstoffe zu erfassen, ist der sogenannte *innere* Wirkungsgrad η_i für Raketentriebwerke in den Gleichungen zu berücksichtigen. Der sich dann ergebende spezifische Impuls im Verhältnis zum theoretischen kann als *Güteparameter* für das Triebwerk angesehen werden.

Der innere Wirkungsgrad ist

$$\eta_i = \left(\frac{c_2}{c_{th}}\right)^2 \tag{3.14}$$

Unter Verwendung von Gl. (2.2) wird dann die praktisch mögliche Ausströmgeschwindigkeit

$$c_2 = \sqrt{\frac{2E}{m} \eta_i} \ [\text{m/s}] . \tag{3.15}$$

Setzt man den für c_2 gefundenen Ausdruck in die Gl. (3.8) ein, so ergibt sich für den spezifischen Impuls am Prüfstand

$$I_s = \frac{P}{\dot{T}} = c_2 = \sqrt{\frac{2E}{m} \eta_i} \ [\text{m/s}] . \tag{3.16}$$

Der dem inneren Wirkungsgrad entsprechende Verlust setzt sich aus mehreren Komponenten zusammen. Ein Teil wird dadurch bedingt, daß in der Regel eine Komponente der Düsenströmung in der Düsenmündung radial gerichtet ist. Ein anderer Verlustanteil ist der Enthalpie der Gase zuzuschreiben, die die Düsenmündung verlassen. Außerdem führt der Antriebsstrahl schließlich noch kine-

tische Energie fort, denn die Strahlpartikeln besitzen meist eine Geschwindigkeit relativ zur Umgebung. Der zuletzt genannte Anteil verschwindet nur, wenn die Fluggeschwindigkeit die Strahlgeschwindigkeit erreicht. Die Fluggeschwindigkeit selbst ist nicht vom Einfluß auf den inneren Wirkungsgrad.

Der innere Wirkungsgrad kann verbessert werden, indem höhere Brennkammerdrücke zur Anwendung kommen und Ausströmdüsen mit größerem Expansionsverhältnis eingesetzt werden. Es wurde aber auch schon mehrfach auf die konstruktiven Schwierigkeiten in beiden Richtungen verwiesen. Nach *J. Stemmer* müßte sich für ein richtig dimensioniertes Hochdruck-Raketentriebwerk ein innerer Wirkungsgrad von etwa 0,70 erzielen lassen. Für das Niederdruck-Raketentriebwerk des deutschen A4 ergaben sich dagegen bedeutend größere Einbußen. Nach *E. Schmidt* stand bei dem Treibstoff Flüssigsauerstoff—Äthylalkohol (25 % Wasseranteil) der theoretischen Ausströmgeschwindigkeit $c_{th} =$ 3620 m/s nur eine tatsächliche Ausströmgeschwindigkeit $c_2 = 2136$ m/s gegenüber. Das Umsetzungsverhältnis der Verbrennungswärme in kinetische Energie des Treibstrahls, d. h. der innere Wirkunsggrad, betrug $\eta_i = 0{,}35$.

Zum inneren Wirkungsgrad sei noch abschließend bemerkt, daß natürlich darauf zu achten ist, daß die theoretische Ausströmgeschwindigkeit aus dem unteren Heizwert des Treibstoffs berechnet wird.

Für die Beurteilung eines Raketentriebwerks kann schließlich noch der *spezifische Treibstoffverbrauch* $\dot{T}_s$ herangezogen werden. Darunter versteht man, analog zu den gewöhnlichen Verbrennungskraftmaschinen, den Treibstoffverbrauch je Schub- (Leistungs-) und Zeiteinheit. Er ist verhältnismäßig einfach zu berechnen. Der Gesamttreibstoffverbrauch während der Brennperiode sei T [kg], die Brenndauer t [s] und der gemessene Schub P [kp]. Dann ist

$$\dot{T}_s = \frac{T}{t\,P} \text{ [kg/kps]} . \tag{3.17}$$

Im praktischen Betrieb ist es oft angebrachter, den spezifischen Verbrauch je Schubstunde, also in kg/kp h, anzugeben. Aus Gl. (3.17) erhält man dann:

$$\dot{T}_s = 3600 \frac{T}{t\,P} \text{ [kg/kp h]} . \tag{3.18}$$

Sollen nun Vergleiche zu gewöhnlichen Verbrennungskraftmaschinen gezogen werden, so ist zu bedenken, daß dort die Leistungsangabe in PS erfolgt. Für Raketentriebwerke ist aber die Angabe ihrer Leistung in PS nicht unabhängig vom Flugzustand, denn sie setzt eine eindeutige Geschwindigkeit voraus. Also könnte nur an einer fliegenden Rakete eine Leistung in PS bestimmt werden. Deren Geschwindigkeit ändert sich jedoch während der Brennperiode ständig. Man legt deshalb in diesem Fall die Brennschlußgeschwindigkeit der Berechnung zugrunde. Dann wird die Leistung eines Raketentriebwerks in PS:

$$N = v_B \frac{P}{75} \text{ [PS]} . \tag{3.19}$$

Die Brennschlußgeschwindigkeit v_B wird darin in m/s eingesetzt und der Schub, bei leistungsfähigen Großraketen meist P_{vac}, in kp. Das Triebwerk der schon

mehrfach erwähnten A4-Rakete leistete unter diesen Voraussetzungen bei Brennschluß rund 625000 PS!

3.2 Verbrennung im Feststoff-Raketentriebwerk

3.21 Verbrennung, Verbrennungsgeschwindigkeit und Erosion

Zu Beginn des Abschn. 2.3 wurde darauf hingewiesen, daß es üblich ist, die für die Unterbringung von festen Treibstoffen in Brennkammern abgegrenzten und geformten Mengen als *Treibsätze* oder kurz *Sätze* zu bezeichnen. Abhängig von der Auslegung eines Triebwerks ist es dabei möglich, daß die Brennkammer nicht mit einem einzigen Treibsatz voll ausgefüllt wird, sondern mehrere Sätze geringeren Volumens die Brennkammer nur zu einem Teil füllen. Einzelheiten zur Frage der Anordnung und Gestaltung von Feststofftreibsätzen werden im folgenden Abschnitt behandelt.

Der Verbrennungsprozeß bei Feststofftreibsätzen ist im wesentlichen eine Funktion der chemischen Zusammensetzung, der geometrischen Form des Satzes, der Treibstofftemperatur vor der Entflammung, der Brennzeit, der Gasgeschwindigkeit in der Nähe der festen Oberfläche sowie des Mechanismus des Wärmeübergangs zwischen Feuergas und fester Oberfläche. Der Verbrennungsablauf ist also ein recht komplexer Vorgang, und eine umfassende Theorie für die Anwendung auf praktische Ergebnisse ist bis jetzt noch nicht verfügbar. Die theoretischen Schwierigkeiten liegen zu einem Teil darin, daß bei der Verbrennungsreaktion gleichzeitig alle drei Aggregatzustände der Reaktionspartner nebeneinander bestehen und deren kompliziertes Zusammenwirken im Gesamtprozeß kaum zu analysieren ist. Weitere, nur äußerst schwer zu durchschauende Einflüsse gehen von geringfügigen Schwankungen der Treibstoffzusammensetzung durch Fabrikationsmängel und der sogenannten erosiven Verbrennung aus.

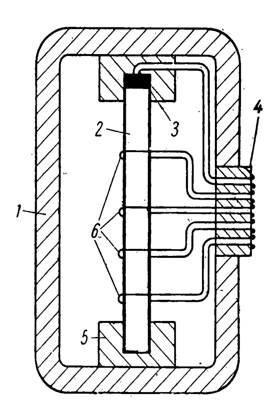


Bild 3.2 Schema einer Meßeinrichtung zur Bestimmung der Verbrennungsgeschwindigkeit v_r fester Treibstoffe

1 druckfeste Wandung; *2* Feststoffsatz; *3* Zünder; *4* Durchführung; *5* Halterung; *6* Meßdrähte

Alle Funktionsparameter für den Verbrennungsvorgang lassen sich in ihrer zusammengefaßten äußeren Wirkung auf den Abbrand eines Feststofftreibsatzes am besten in der *Verbrennungsgeschwindigkeit* v_r (auch *Verbrennungsrate* genannt) des Treibstoffs erkennen. Der Mangel einer vollständigen und brauchbaren Verbrennungstheorie bringt es mit sich, daß diese für die Feststoffraketentechnik wichtige Größe v_r meist nur empirisch bestimmt werden kann. Nur gelegentlich ist es möglich, auf Grund gesammelter Erfahrungen an anderen Treibsätzen den Wert für v_r abschätzend vorherzubestimmen. Das Schema einer einfachen Vorrichtung zur experimentellen Bestimmung der Verbrennungsgeschwindigkeit eines Satzes zeigt Bild 3.2.

Der Abbrand eines idealen festen Raketentreibstoffs erfolgt in ausreichender Näherung gleichmäßig in parallelen Schichten von der Oberfläche her.

Der eigentlichen Verbrennung des Treibstoffs geht eine thermische Umwandlung seiner Bestandteile auf der Oberfläche voraus. Die Intensität der Umwandlung ist abhängig von der Geschwindigkeit des Wärmeübergangs aus der Zone der eigentlichen Verbrennung auf die Partikeln der festen Oberfläche. Der Wärmeübergang erfolgt hauptsächlich durch Wärmeleitung und Wärmestrahlung. Die charakteristische Verbrennungsgeschwindigkeit v_r wird in der Richtung senkrecht zur Treibstoffoberfläche gemessen und meistens in cm/s angegeben.

Da ein Feststofftreibsatz immer eine einheitliche Masse darstellt, muß auch ein gleichmäßiger Abbrand des Treibstoffs auf der gesamten Verbrennungsoberfläche zu erwarten sein. Versuche, bei denen der Abbrand des Satzes plötzlich abgebremst wurde, bestätigten diese Annahme (Bild 3.3). Die Masse des je

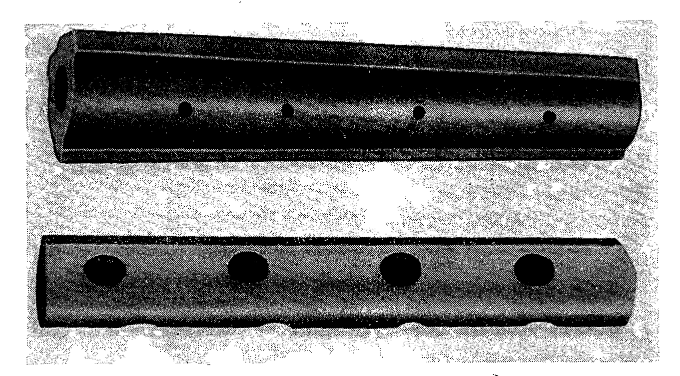


Bild 3.3 Unterbrochener Abbrand eines Treibsatzes

Zeiteinheit verbrannten Treibstoffs und damit auch der entstehenden Verbrennungsprodukte ergibt sich aus

$$\dot{T} = A_r \, v_r \, \varrho \, . \tag{3.20}$$

Darin sind A_r die Brennfläche des Feststoffsatzes und ϱ die Dichte des Treibstoffs. Da die Dichte konstant ist, ist die Menge der entstehenden Gase nur von der Größe der Brennfläche und der Verbrennungsgeschwindigkeit abhängig.

Brennversuche mit Feststofftreibsätzen haben ergeben, daß sich für gewisse Treibstoffe unter Beachtung bestimmter Rahmenbedingungen Annäherungsformeln für die Bestimmung der Verbrennungsgeschwindigkeit angeben lassen. Der einfache Aufbau der Formeln verrät schon, daß einmal überhaupt nur der Einfluß einzelner Parameter in ihnen berücksichtigt wird und zum anderen nur in einem schmalen Anwendungsbereich mit ausreichender Näherung der ermittelten Werte zu rechnen ist.

Eine recht häufig verwendete Annäherungsformel für Feststofftreibsätze mit verzögertem Abbrand ist:

$$v_r = a \, p_1^n \; [\text{cm/s}] \, ; \tag{3.21}$$

p_1 ist der Brennkammerdruck, und a und n sind Versuchskonstanten. Diese Formel läßt sich nach *W. Wolff* bis zu Brennkammerdrücken von etwa 3000 kp/cm² verwenden.

Wie sich zeigt, wird also die Verbrennungsgeschwindigkeit mit steigendem Brennkammerdruck größer. Ein Maß für die Abhängigkeit der Verbrennungsgeschwindigkeit vom Druck liegt in der Konstanten n. Ihr Wert ist immer kleiner als Eins, und je mehr sie der Null genähert werden kann, um so geringer ist die Abhängigkeit. Dies ist eine notwendige Forderung. Wenn nämlich die Abhängigkeit groß ist, kann beispielsweise folgendes sehr leicht eintreten: Steigt aus irgendeinem Grund der Brennkammerdruck plötzlich etwas über den vorgesehenen Wert an, so steigt damit auch die Verbrennungsgeschwindigkeit, und dies hat dann wieder eine den Brennkammerdruck erhöhende Wirkung zur Folge, ein Prozeß, der sich bis zur gewaltsamen Zerstörung des Triebwerks fortsetzen kann.

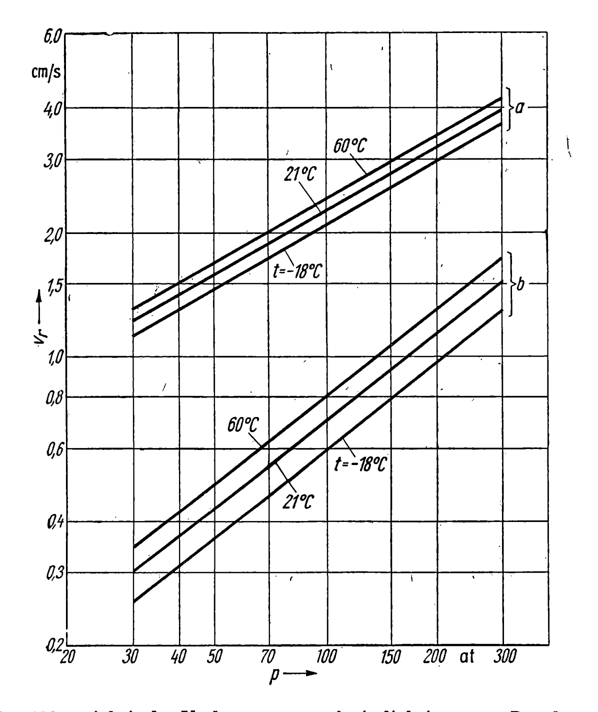


Bild 3.4 Abhängigkeit der Verbrennungsgeschwindigkeit v_r vom Druck p und von der Anfangstemperatur t

Der Wert für n schwankt für die meisten Treibstoffe mit verzögerter Verbrennung zwischen 0,5 und 0,85; so ist beispielsweise für den amerikanischen JPN- (Ballistit-) Treibstoff $n = 0{,}7$.

Bei zu niedrigem Brennkammerdruck kann stoßweiser Abbrand eintreten, hervorgerufen durch ungenügenden Wärmeübergang von Feuergas zum Treibstoff.

Die Konstante a in Gl. (3.21) bringt unter anderem auch den Einfluß der Anfangstemperatur des Treibstoffs, also der Temperatur vor der Entflammung, zum Ausdruck. Die für a gefundenen Werte liegen nach *G. P. Sutton* in der Regel zwischen 0,05 und 0,002. Die Abhängigkeit der Verbrennungsgeschwindigkeit eines Feststofftreibsatzes von seiner Anfangstemperatur wird damit ziemlich fühlbar. Sie führt zu einer bedeutenden Veränderung der Abgabe von Verbrennungsprodukten je Masseeinheit im Temperaturbereich von — 50 bis + 50°C, der unter verschiedenen jahreszeitlichen und klimatischen Bedingungen durchaus gegeben sein kann.

Der Einfluß der Anfangstemperatur ist verständlich, denn bei ihrer Zunahme wird der Reaktionsverlauf auf der Oberfläche des Treibsatzes erleichtert und damit die Verbrennungsgeschwindigkeit erhöht. Von Wichtigkeit ist, daß infolge der großen Verbrennungsgeschwindigkeiten und der kleinen Wärmeleitfähigkeit des Feststoffsatzes während des Verbrennungsprozesses nicht der gesamte Satz miterwärmt wird und somit die Temperatur desselben praktisch konstant bleibt. Es soll immer nur eine sehr dünne Schicht erwärmt werden, die aber selbst schon in die Reaktion mit einbezogen ist.

Das Diagramm in Bild 3.4 veranschaulicht für einige Beispiele die typische Abhängigkeit der Verbrennungsgeschwindigkeit von Druck und Anfangstemperatur.

Die obere Schar von Geraden a gehört zu einem Treibstoff mit großer Verbrennungsgeschwindigkeit [v_r = 2 cm/s bei einem Druck von 80 at und einer Anfangstemperatur von 21°C (nach *G. B. Sinjarew*)]. Bei diesem Treibstoff ist die Verbrennungsgeschwindigkeit nur wenig vom Druck (n = 0,52) abhängig, und auch der Einfluß der Anfangstemperatur ist klein. Die untere Schar von Geraden b bezieht sich dagegen auf einen langsambrennenden Treibstoff (v_r = 0,6 cm/s bei gleichem Druck und gleicher Temperatur). Die größere Abhängigkeit der Verbrennungsgeschwindigkeit von der Temperatur und vor allem vom Druck (n = 0,71) ist augenfällig.

Tafel 3.1 Verbrennungsgeschwindigkeit eines Feststoffsystems (WASAG) in Abhängigkeit von Druck und Anfangstemperatur

Druck [at]	Verbrennungsgeschwindigkeit v_r [cm/s] bei — 25°C	bei 50°C
55	0,38	0,56
70	0,46	0,69
105	0,58	0,99
140	0,84	1,20
210	1,09	1,50
250	1,22	1,68

Die Abhängigkeit der Verbrennungsgeschwindigkeit eines in seiner Zusammensetzung dem in Tafel 2.2 aufgeführten WASAG-Treibstoff ähnlichen Treibstoffs von Druck und Anfangstemperatur ist in Tafel 3.1 zahlenmäßig angegeben. In Tafel 3.2 sind die Verbrennungsgeschwindigkeiten einiger bekannter fester Raketentreibstoffe zusammengestellt.

Tafel 3.2 Verbrennungsgeschwindigkeiten v_r für verschiedene bekannte Feststoffsysteme

Treibstoff	v_r bei 70 at [cm/s]	Niedrigster Verbrennungsdruck [at]
Schwarzpulver		7···8
Cordit	0,9	35
Galcit	3,3···4,3	70
NDRC	0,5···2,5	7
JPN	1,7	

Oft findet man noch eine andere Formel für die Bestimmung der Verbrennungsgeschwindigkeit v_r angegeben. Sie wurde zuerst von *Muraour* aufgestellt und lautet:

$$v_r = \alpha + \beta\, p_1 \ [\text{mm/s}]\,. \tag{3.22}$$

Hierbei wird diesmal v_r in mm/s erhalten, wenn p_1 in at eingesetzt wird. α und β sind Versuchskonstanten. Der häufig nicht genügend betonte Unterschied zu Gl. (3.21) besteht darin, daß der Faktor β (nach *A. Stettbacher*) exponentiell von der Verbrennungstemperatur abhängig ist, also ein generell andersgearteter Einfluß auf die Verbrennungsgeschwindigkeit berücksichtigt wird. Während α nach *Stettbacher* als konstant mit etwa 10 angenommen werden kann, läßt sich β unter Verwendung der absoluten Verbrennungstemperatur T [°K] berechnen aus:

$$\log(1000\,\beta) = 1{,}188 + \frac{0{,}308\,T}{1000}\,. \tag{3.23}$$

Tafel 3.3 Verbrennungsgeschwindigkeiten v_r für zwei Feststoffsysteme verschiedener absoluter Verbrennungstemperatur in Abhängigkeit vom Druck
(nach *Muraour*)

Druck [at]	Verbrennungsgeschwindigkeit v_r [cm/s] bei 2000°K	bei 4000°K
25	1,2	1,7
50	1,3	2,3
1000	7,4	27,3
4000	26,5	106,0

Unter Verwendung dieser Formel ermittelte *Muraour* die in Tafel 3.3 aufgeführten Werte für die Verbrennungsgeschwindigkeit eines Normalfeststoffs mit $T = 2000$°K und eines extrem starken Treibstoffs mit $T = 4000$°K. Weiterhin gibt *Stettbacher* an, daß nach neueren Versuchen die Konstante α bei Temperaturen um 4000°K etwa mit 20 anzusetzen ist. Für kolloidale Treibstoffe nach Art des Cordit SU, JPN und ähnlichen liegen die Verbrennungstemperaturen gewöhnlich bei 1900 bis 3000°C.

Abschließend sei noch der Einfluß der sogenannten *erosiven Verbrennung* auf die Verbrennungsgeschwindigkeit erwähnt. Diese gelegentlich kurz mit *Erosion* bezeichnete Erscheinung wird durch die Hochgeschwindigkeitsströmung der Feuergase längs der festen Treibstoffoberfläche hervorgerufen. Wie im nächsten Abschnitt näher erläutert werden soll, wird die Brennkammer nämlich meist mit stabförmigen Sätzen, die parallel zur Hauptachse der Kammer liegen, gefüllt. Da die Strömung der Verbrennungsgase in Richtung auf die Düse erfolgt, verläuft sie auch parallel zur Oberfläche der einzelnen Sätze, zumal diese meist an dem der Düse abgewendeten Ende gezündet werden.

Die Erosion wirkt sich bei wachsender Gasgeschwindigkeit in Form einer Steigerung der Verbrennungsgeschwindigkeit aus und ist darum in der Nähe der Düse am größten. Der Erosionseffekt ist bei langsambrennenden Treibstoffen stärker ausgeprägt und gewöhnlich zu Beginn der Brennperiode am wirksamsten. Mit zunehmender Erweiterung der vom Feuergas durchströmten Kanäle zwischen den einzelnen Sätzen vermindert sich die Erosion.

3.22 Formen der Feststofftreibsätze

Für den praktischen Einsatz von Feststoffraketen ist das Schub-Zeit-Diagramm der verwendeten Treibsätze wichtig. Es kann als fortlaufende zeitliche Registrierung der gemessenen Schubgröße schon bei jedem einfachen Prüfstandversuch ermittelt werden.

Die Masse der bei konstantem Druck aus einem Feststoffsatz je Zeiteinheit entstehenden Gase wird, wie aus Gl. (3.20) hervorgeht, durch die Größe der Brennfläche A_r bestimmt. Ein „neutrales" Schub-Zeit-Diagramm (Kurve *a* in Bild 3.5) besagt, daß die brennende Oberfläche während der Brenndauer konstant

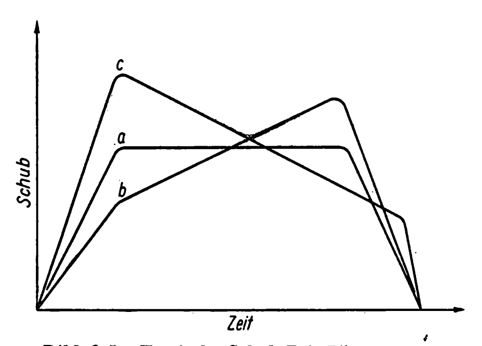


Bild 3.5 Typische Schub-Zeit-Diagramme

ist. Während des Abbrandes kann die Größe A_r jedoch auch eine Änderung erfahren. Vergrößert sich die Brennfläche, so wächst damit die je Zeiteinheit frei werdende Gasmasse und davon abhängig natürlich auch der Schub (Kurve *b* in Bild 3.5). Ein Abbrand des Treibsatzes mit diesem Verlauf wird *progressive Verbrennung* genannt. Im Fall einer fortlaufenden Verkleinerung von A_r ergibt sich ein Schubverlauf, wie ihn Kurve *c* in Bild 3.5 darstellt. Man spricht dann von einer *regressiven Verbrennung*.

Möglichkeiten, bestimmte Schub-Zeit-Diagramme zu erzielen, liegen in der Formgebung und Anordnung der Treibsätze sowie in der Verwendung gewisser partieller Oberflächenüberzüge. Den Oberflächenüberzügen, oft *Verzögerungs-* oder *Hemmungsschichten* genannt, kommt hauptsächlich die Aufgabe zu, die Verbrennung von bestimmten Teilen der Satzoberfläche fernzuhalten. Die Folge ist eine mehr oder weniger starke Verzögerung des Abbrandes. In der Praxis werden daher *verzögerte* und *unverzögerte* Treibsätze unterschieden. Die Verbrennungsverzögerer sind in ihrem chemischen Aufbau manchmal dem Treibstoff, dem sie zugefügt werden, in gewisser Hinsicht ähnlich. So wird für Cordit und JPN häufig Zelluloseazetat verwendet und für die Galcit-Treibsätze ein Mantel aus dem Brennstoff Asphalt plus Öl. Verzögerte Treibsätze werden überall dort eingesetzt, wo es auf die Erzeugung eines nicht sehr hohen, dafür aber länger anhaltenden Schubes ankommt. Ebenso können auch kleinere verzögerte Sätze als Druckgaserzeuger für die Treibstofförderung bei Flüssigkeitsraketen eingesetzt werden. Als Beispiel für einen verzögerten Satz mit „neutralem" Schub-Zeit-Diagramm ist die Darstellung in Bild 3.6a anzusehen. Der Treibstoffvollzylinder ist allseitig mit einem Verzögerer bedeckt, lediglich eine Endfläche bleibt für die Verbrennung frei. Der Verlauf des Abbrandes ähnelt dem einer Zigarette und hat zur Bezeichnung „Zigarettenbrand" Anlaß gegeben. Aus der großen Zahl der für neutralen Abbrand in Frage kommenden Satzformen sei noch das Beispiel des an den Endflächen verzögerten Rohrtyps erwähnt (Bild 3.6b). Bei einem solchen Satz verringert sich die brennende äußere Zylinderfläche in demselben Maß, wie die innere Fläche größer wird. Die Gesamtoberfläche bleibt somit annähernd konstant.

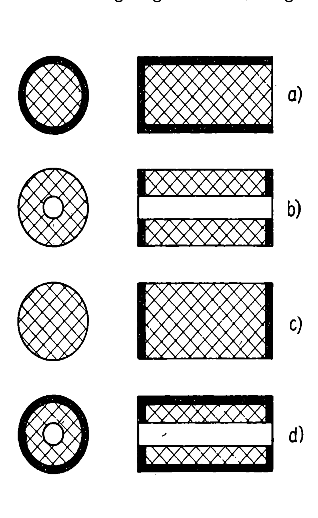


Bild 3.6
Formen fester Treibstoffsätze

Für regressiven Verbrennungsablauf ist der an den Endflächen verzögerte Vollzylinder brauchbar (Bild 3.6c). Die brennende Oberfläche wird hier sehr schnell kleiner, was den gewünschten Druck- und Schubabfall zur Folge hat. Regressive Feststoffsätze werden in der Praxis kaum angewendet.

Auch der Anwendungsbereich progressiver Treibsätze ist recht beschränkt. Man findet sie (Bild 3.6d) beispielsweise bei Seenotrettungsraketen, deren Aufgabe der Transport einer Leine vom Ufer zum Schiff oder von Schiff zu Schiff ist. Das mit zunehmender Flugzeit wachsende Gewicht der Leine muß dabei vom Raketenschub in entsprechendem Maß ausgeglichen werden.

Wenn es darauf ankommt, einen Flugkörper innerhalb sehr kurzer Zeit mit Höchstschub anzutreiben, wie im Fall einer aus kurzer Führungsschiene startenden ungelenkten Kampfrakete, können selbstverständlich nur unverzögerte Treibsätze angewendet werden. Den mannigfaltigen Erfordernissen der Praxis

entsprechend läßt sich durch zum Teil recht komplizierte Formgebung der Sätze und deren Zusammenstellung der Gasfluß-Zeit- und damit auch der Schub-Zeit-Verlauf bei Feststoffraketen in ausreichendem Umfang beeinflussen.

3.23 Zündung von Feststofftreibsätzen

Die zur Einleitung von Verbrennungsreaktionen bei festen Raketentreibstoffen notwendigen Zündvorrichtungen sind praktisch die gleichen wie in der Pyrotechnik. Der Aufbau eines derartigen Zünders ist in Bild 3.7 schematisch dargestellt. Die hochempfindliche Initialzündmasse *1* wird auf elektrischem Wege *3* erhitzt und entflammt schnell. Dadurch wird der Abbrand der umschließenden Hauptzündmasse *2* angeregt, deren heiße Flamme dann den Treibsatz zündet.

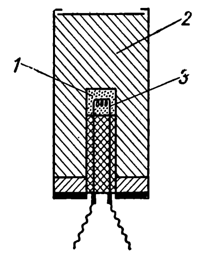


Bild 3.7 Schema eines pyrotechnischen Zünders

Es ist wesentlich, daß der *Zündverzug*, das ist die Zeit zwischen Beginn der Initialzündung und Einsetzen der stabilen Verbrennung des Satzes, möglichst klein ist. Den durch den Zünder abgegebenen Verbrennungsprodukten kommt nämlich eine doppelte Aufgabe zu. Einmal müssen sie die Oberfläche des festen Satzes bis auf die erforderliche Entflammungstemperatur erhitzen, und zweitens sollen sie die Druckentwicklung in der Brennkammer fördern, damit möglichst schnell eine stabile Verbrennung des Satzes beginnt.

Zur Erfüllung der zuerst genannten Aufgabe, die hauptsächlich ein Problem des Wärmeübergangs vom Zündmaterial zum Treibstoff ist, wird die Zündsubstanz so zusammengestellt, daß in deren Verbrennungsprodukten eine große Anzahl fester, intensiv Wärme abstrahlender Partikeln vorhanden ist. Dies führt zu einem wesentlich besseren Wärmeübergang, als wenn der Zünder nur gasförmige Verbrennungsprodukte erzeugen würde, denn deren Wärmestrahlung ist nicht intensiv genug. Für die zweite Aufgabe muß andererseits eine ausreichende Gasproduktion gewährleistet sein, so daß es für die Praxis immer einiger Untersuchungen bedarf, wenn ein günstiger Zündertyp für eine bestimmte Aufgabe entwickelt werden soll.

Eine häufig in Zündern anzutreffende Substanz ist gewöhnliches Schwarzpulver, weil es eine genügende Anzahl fester Teilchen beim Abbrand zu liefern vermag. Außerdem ist es billig und leicht herzustellen; seine Handhabung und Lagerung sind einfach und verhältnismäßig ungefährlich. Nachteilig wirkt sich seine Empfindlichkeit gegen Feuchtigkeit aus, und für manche Aufgaben ist auch sein Zündverzug (25 bis 30 Millisekunden) zu groß. Bessere Eigenschaften in bezug auf den Zündverzug (5 bis 10 Millisekunden) haben Mischungen aus Metallpulvern (Aluminium, Magnesium) und Kaliumchlorat ($KClO_3$). Sie sind leistungsfähiger, jedoch recht gefährlich in der Handhabung. Wenn Magnesium als Metallpulver verwendet wird, kann bei längerer Lagerungszeit Oberflächenoxydation den Zünder unbrauchbar machen.

Auch bei der Auswahl von Art und Dicke des Materials für die Umhüllung der Zündmasse sind bestimmte Voraussetzungen zu beachten. Soll die Zündung schnell und kräftig erfolgen, so muß die Hülle fest genug sein, um möglichst bis zur vollen Umsetzung der Zündmasse intakt zu bleiben. Ist sie jedoch zu fest, dann kann sie so heftig zerstört werden, daß der Treibsatz beschädigt wird. Die

Erfahrungen haben gezeigt, daß Zünder mit Hüllen größerer Festigkeit weniger Zündmasse für denselben Zündeffekt benötigen als solche mit relativ dünnen Hüllen. Bei der Entwicklung von Zündern für Feststoffraketen muß ferner darauf geachtet werden, daß nicht zu große Trümmer der Zünderhülle beim Zündvorgang erzeugt werden, weil diese die Ausströmdüse verstopfen oder wichtige Teile der Brennkammer (Satz, Halteroste) beschädigen können.

Je nach den besonderen Anforderungen können Papier, Metalle oder Kunststoffe als Material für Zünderhüllen verwendet werden. Papier muß sorgfältig wasserdicht gemacht werden. Seine geringe mechanische Festigkeit ist ein weiterer Nachteil. Metalle weisen diese Nachteile natürlich nicht auf, neigen jedoch zu schädlicher Trümmerbildung. Recht vorteilhaft sind dagegen die Kunststoffe. Zu beachten ist jedoch, daß manche Kunststoffe erheblich an Festigkeit einbüßen, wenn sie längere Zeit in engem Kontakt mit kolloidalen Treibstoffen gelagert werden.

Die Anordnung der Zünder zum Treibsatz läßt zwei Möglichkeiten zu. Bei Brennkammern mit geringer Länge oder in den Fällen, wo ein einziger massiver Satz die Kammer völlig ausfüllt, zündet man die Sätze an der der Düse zugewandten Seite. Aus verschiedenen Gründen kann aber auch eine relativ lange Brennkammer mit mehreren tubusähnlichen Einzelsätzen vorliegen. Dann ist die Gewähr für eine zuverlässige Zündung durch die Anordnung des Zünders an der Kopfseite der Brennkammer gegeben, weil die Verbrennungsprodukte des Zünders zunächst erst die ganze Treibladung umströmen müssen, ehe sie die Düse verlassen können. Bei dieser Anordnung können die Zünddrähte einmal durch die gesamte Brennkammer hindurch bis zur Düsenmündung geführt werden. Sind aber Nachteile für den Treibsatz durch zusätzliche Trümmerbildung der Drähte zu befürchten, so kann der Zünder auch direkt in die Brennkammer eingebaut werden. Die Zuleitungen führen dann von außen über druckfeste Dichtungen zum Zünder.

3.3 Verbrennung im Flüssigkeits-Raketentriebwerk

3.31 Vorbereitende Prozesse und Vorgänge in der Brennkammer

Obwohl auch bei Flüssigkeits-Raketentriebwerken der vollständige Reaktionsablauf in der Brennkammer einschließlich der Ausströmdüse außerordentlich komplexer Natur und darum in manchen Phasen nur sehr unvollkommen zu durchschauen ist, reichen die bisherigen Erfahrungen aus, um befriedigende konstruktive Richtlinien geben zu können.

Es sei zunächst daran erinnert, daß in jedem Fall bei Flüssigkeits-Raketentriebwerken eine Trennung von Treibstoffbehälter und Brennkammer vorliegt. Die Treibstoffkomponenten müssen also der Brennkammer über Leitungen und spezielle Eintrittsorgane kontinuierlich zugeführt werden, kontinuierlich zumindest immer dann, wenn es sich um ein Gleichdrucktriebwerk handelt. Da die in der Kammer einsetzende Verbrennungsreaktion einen Gasdruck erzeugt, muß die Treibstoffzuführung unter einem Druck erfolgen, der höher als der Brennkammerdruck ist. Dieser Förderdruck kann durch verschiedene Hilfsaggregate erzeugt werden, entweder durch Turbopumpen oder durch spezielle Verdrängersysteme in den Treibstoffbehältern. Da er den Brennkammerdruck meist erheblich

übersteigt, die Eintrittsorgane außerdem Öffnungen mit relativ geringem Durchmesser darstellen, erfolgt die Treibstoffzufuhr als Einspritzung.

Um den Ablauf der Vorgänge in der Brennkammer besser zu verstehen, ist es wichtig, den vorbereitenden Prozessen besondere Aufmerksamkeit zu widmen. Darunter sollen verschiedene Vorgänge verstanden werden, die auf den Treibstoff von seinem Eintritt in die Einspritzorgane bis zum Eintritt in die Flammenfront der Verbrennungsreaktion einwirken.

Die Treibstoffkomponenten müssen vor dem Eintritt der chemischen Reaktion verdampft werden. Diese Möglichkeit ist in einem gezündeten Triebwerk durch Wärmeaufnahme aus den schon reagierenden Substanzen gegeben. Damit aber dieser Verdampfungsprozeß möglichst wenig Zeit in Anspruch nimmt — Zündung und Brennkammerdimensionen sind davon abhängig —, ist für eine möglichst feine Zerteilung des eingespritzten Treibstoffs zu sorgen. Es genügt also nicht, wie zuweilen fälschlich angenommen wird, jede Komponente durch ein weites Rohr in die Kammer zu befördern, um einen großen Treibstoffdurchsatz zu erzielen. Der Erfolg wäre durchaus gegenteilig. Mangelhafte Zerteilung und Mischung würden kaum einen befriedigenden Verbrennungsablauf ergeben, und der größte Teil des Treibstoffs würde unverbrannt durch die Ausströmdüse das Triebwerk verlassen.

Für einen befriedigenden Verbrennungsablauf ist also nicht nur eine feine Zerteilung des Treibstoffs entscheidend, es muß gleichzeitig auch für eine angemessene Durchmischung beider Komponenten gesorgt werden. Das ist leicht einzusehen, denn der Ablauf der chemischen Reaktion ist nur dann möglich, wenn Brennstoff- und Oxydatormoleküle im richtigen Mischungsverhältnis in Berührung kommen.

Beide Vorgänge zusammen, Zerteilung der flüssigen Treibstoffstrahlen zu feinsten Tröpfchen durch möglichst kleine, zahlreiche Einspritzöffnungen und die Mischung von Oxydator und Brennstoff, werden *Gemischbildung* genannt. Eine gute Gemischbildung darf man darum auch als die wesentlichste Aufgabe der vorbereitenden Prozesse ansehen. Die Gemischaufbereitung soll im Brennkammerkopf erfolgen und wird durch besondere Ausbildung der Einspritzorgane ermöglicht. Die Mischung der Treibstoffkomponenten kann bereits im flüssigen Zustand durch Zusammenfließen der Tröpfchen und gegenseitige Lösung des Brennstoffs und des Oxydators beginnen. Der Hauptanteil der Gemischbildung liegt jedoch erst in den gasförmigen Phasen der Komponenten.

An der Gemischbildung hat die Wärmeaufnahme der Tröpfchen aus dem Wärmeenergievorrat der schon abgelaufenen Reaktion den wesentlichsten Anteil. Die für das Vorwärmen und Verdampfen erforderliche Wärme wird den Tröpfchen auf verschiedene Art zugeführt, einmal durch die Wirbelbewegung schon erwärmter Gase im Brennkammerkopf, dann durch die Wärmestrahlung aus dem reagierenden Gasvolumen und von der heißen Brennkammerwand her. Eine

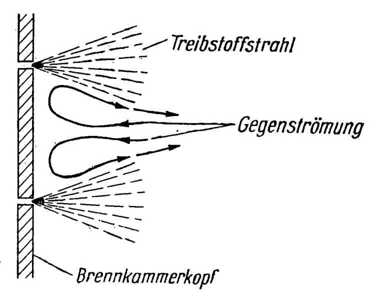


Bild 3.8 Gegenströmung zwischen den Einspritzstrahlen

sehr große Bedeutung für die Wärmeübertragung an die Brennstofftröpfchen hat die Verwirbelung, die gleichzeitig zur mechanischen Mischung des verdampften Treibstoffs erheblich beiträgt. Zwischen den Treibstoffstrahlen entstehen auf Grund der Unterschiede der Strömungsgeschwindigkeiten in den Strahlen und in deren Nachbarschaft Unterdruckgebiete, wodurch Gegenströmungen aus dem Hochdruckkern der Flammenfront entstehen (Bild 3.8). Diese Gegenströmungen transportieren die für die Verdampfung notwendige Wärme in den Bereich weniger erhitzter Treibstofftröpfchen.

Die Vorteile einer kräftigen Treibstoffverwirbelung lassen sich jedoch aus konstruktiven Gründen bei Raketentriebwerken nicht in wünschenswertem Maß ausnutzen. Deshalb versucht man in der Praxis meist, durch spezielle Ausbildung und sinnvolle Anordnung der Zerstäuber eine möglichst gute mechanische Gemischbildung zu erzielen. Man kann auf diese Art und Weise ein gleichmäßiges Gemisch um so leichter erhalten, je kleiner die Tröpfchen sind, je gleichmäßiger diese im Treibstoffstrahl verteilt und je mehr Zerstäuber mit kleinem Durchmesser im Brennkammerkopf untergebracht sind. Die Größe der Tröpfchen und ihre Verteilung hängen hauptsächlich vom Typ des Zerstäubers ab. Der Druckabfall im Zerstäuber übt dabei einen wesentlichen Einfluß aus. Je größer der Druckabfall ist, um so besser ist die Auflösung des Treibstoffs in feine Tröpfchen. Bei höheren Brennkammerdrücken erfordert aber ein großer Druckabfall in den Zerstäubern zwangsläufig eine Erhöhung des Förderdrucks. Daher läßt sich dieser Weg, insbesondere bei Treibstofförderung durch Verdrängersysteme, nur bis zu einer gewissen Grenze gehen, weil sonst das Gewicht des ganzen Antriebssystems zu groß werden würde.

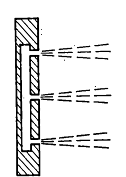


Bild 3.9 Strahlzerstäuber

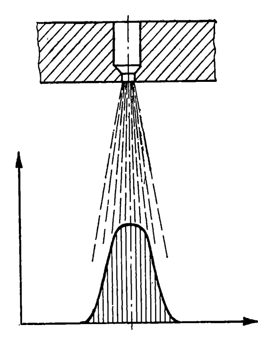


Bild 3.10 Strahlauflösung beim Strahlzerstäuber

Es würde die Aufgabe dieses Buches erheblich überschreiten, wollte man hier einen umfassenden Überblick über alle bisher untersuchten und eingesetzten Zerstäubertypen geben. Dazu sind die konstruktiven Lösungsmöglichkeiten auf diesem Gebiet viel zu umfangreich. Eine knappe schematische Übersicht mag darum genügen. Einige zusätzliche Hinweise auf besondere Ausführungsbeispiele sind in Abschn. 4.1 angeführt.

Im Hinblick auf die bisherige praktische Verwendung lassen sich zwei Zerstäuberhaupttypen unterscheiden. In der einen Gruppe sind die *Strahlzerstäuber* zusammengefaßt, mit der umfangreichen Untergruppe der *Prallzerstäuber*. Die zweite Gruppe schließt die sogenannten *Drallzerstäuber* ein; manchmal werden sie auch *Zentrifugalzerstäuber* genannt.

Der Strahlzerstäuber in seiner einfachsten Form hat eine einfache zylindrische Öffnung kleinen Durchmessers. Der Zerfall des Strahls in Tröpfchen erfolgt durch mechanische innere Kräfte. Für den Strahlzerstäuber (Bild 3.9) ist der schmale, lange und scharf begrenzte Treibstoffstrahl charakteristisch. Die Zerstäubung beginnt erst in gewisser Entfernung von der Einspritzöffnung. Die Ver-

teilung der Tröpfchen im Strahlquerschnitt ist sehr ungleichmäßig; das Maximum liegt dabei in der Strahlachse (Bild 3.10).

Um diesem Nachteil zu begegnen, ordnet man die Strahlzerstäuber so an, daß sich in einem Punkt der Brennkammer zwei oder mehrere, aus verschiedenen Zerstäubern kommende Treibstoffstrahlen überschneiden (Bild 3.11). Durch den Zusammenstoß der Strahlen zerfallen diese schneller in Tröpfchen, und wenn man im Schnittpunkt Brennstoff- und Oxydatorstrahl zusammentreffen läßt, wird gleichzeitig auch die Mischung der Treibstoffkomponenten gefördert. Zerstäuber dieser Art bilden in den mannigfaltigsten Abwandlungen die Gruppe der Prallzerstäuber.

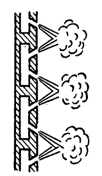


Bild 3.11 Prallzerstäuber

Außerordentlich günstige Eigenschaften haben die Drallzerstäuber (Bild 3.12). In ihnen wird dem Treibstoffstrahl eine rotierende Bewegungskomponente verliehen, die er auch nach Austritt aus der Einspritzöffnung beibehält. Unter Einwirkung der Zentrifugalkräfte wird der austretende Strahl auseinandergezogen und zerfällt sehr schnell in Tröpfchen. Der Strahlkegel der Drallzerstäuber ist breit und kurz, und die Tröpfchen sind in ihm ziemlich gleichmäßig verteilt, wobei in einem bestimmten Radius um die Zerstäuberachse die größte Konzentration erreicht wird. Die Flüssigkeit erhält ihre Drehbewegung entweder durch tangentialen Eintritt in eine kleine Vorkammer des Zerstäubers oder dadurch, daß sie durch einen Schraubenkanal geführt wird. Die rotierende Bewegung des zerfallenden Strahls unterstützt außerdem die gewünschten Verwirbelungseffekte.

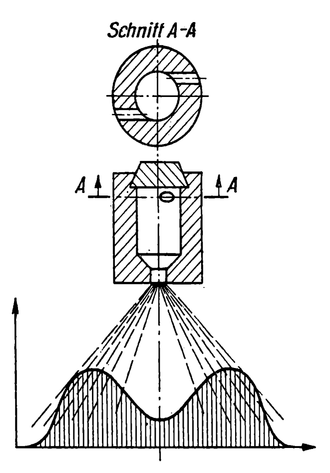


Bild 3.12 Drallzerstäuber

In verschiedenen Ausführungsbeispielen von Brennkammern findet man mehrere Zerstäuber zu einer größeren Einheit, dem sogenannten *Einspritzkopf*, zusammengefaßt. Es bleibt dabei offen, gleichzeitig in einem Einspritzkopf Strahl- und Drallzerstäuber einzusetzen. Bei sehr großen Brennkammern mit hohem Treibstoffdurchsatz erweist sich die Anwendung einer entsprechenden Anzahl von Einzeleinspritzköpfen als konstruktiv beste Lösung. Als Beispiel dafür ist die Brennkammer des A4 zu nennen, in dessen Einspritzköpfen je 44 Drall- und 24 Strahlzerstäuber Platz gefunden hatten. Bei der Anordnung der Einspritzköpfe ist noch folgendes zu beachten: Um die Zone der aktivsten Verbrennung möglichst von der temperaturempfindlichen Brennkammerwand fernzuhalten, ist in deren Nähe für ein Gemisch mit Brennstoffüberschuß zu sorgen, weil sich dadurch eine niedrigere Verbrennungstemperatur in Wandnähe ergibt. Es ist dann also zweckmäßig, die Randpartie des Brennkammerkopfes ausschließlich oder wenigstens überwiegend mit Brennstoffzerstäubern zu besetzen.

Nach diesen, den vorbereitenden Prozessen gewidmeten Betrachtungen soll ein schematisiertes Gesamtbild der Brennkammervorgänge gegeben werden. Erleichtert wird dies durch die Möglichkeit, den Gesamtprozeß in der Brennkammer mit gewisser Berechtigung in mehrere charakteristische, zeitlich und vor allem räumlich getrennte Abschnitte zerlegen zu können (Bild 3.13).

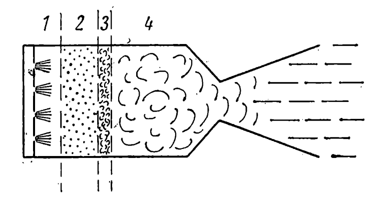


Bild 3.13 Charakteristische Brennkammerbereiche

In der ersten Zone, die sich unmittelbar an die Zerstäuberplatte im Brennkammerkopf anschließt, erfolgt die mechanische Zerteilung der Treibstoffkomponenten durch den Zerstäubungsvorgang. In ihr verlaufen Verdampfung und Mischung noch mit sehr geringer Intensität, obwohl die Wärmeaufnahme des Treibstoffs durch Strahlung und Leitung schon in den Einspritzorganen beginnt. Die mit wachsender Entfernung vom Brennkammerkopf zunehmende Erwärmung schafft die zweite Zone, in der Verdampfung und Mischung ihren Höhepunkt vor der Reaktion erreichen. Die ersten beiden Bereiche kann man also zum Gebiet der Gemischaufbereitung zusammenfassen. Korrekterweise muß in ihr zwar auch schon mit einem Beginn der Reaktion der Treibstoffkomponenten gerechnet werden, aber in Anbetracht der hier noch verhältnismäßig niedrigen Temperaturen kann für die schematische Betrachtung dieser Anteil vernachlässigt werden.

Erst in der dritten Zone sind sowohl Gemischvorrat im Gaszustand als auch Temperatur hoch genug, um den Reaktionsprozeß in vollem Umfang anlaufen zu lassen. Dieser Bereich wird darum auch häufig als *Flammenfront* bezeichnet und meist als außerordentlich eng begrenzt angesehen, etwa in der Größenordnung von 10^{-3} mm (nach *G. Humphries*). In Bild 3.13 sind also die Verhältnisse nicht einmal annähernd maßstabgetreu dargestellt. Außerdem ist die eigentliche Flammenfront auch keine ebene Fläche; schon die örtlich sehr verschiedenen Turbulenzverhältnisse verhindern dies.

Die sprunghafte Temperaturzunahme in der Flammenfront führt zu einem starken Anwachsen der Reaktionsgeschwindigkeit. In der vierten Zone kommt es daher zu einer praktisch augenblicklichen Verbrennung der bis dahin noch nicht oxydierten Anteile des Treibstoffs, zumindest im Idealfall. In diesem Bereich erreicht der Verbrennungsvorgang seinen Höhepunkt in der möglichst vollständigen Umwandlung des gasförmigen Gemisches in Feuergas, das anschließend die Brennkammer durch die Ausströmdüse verläßt.

Zusätzlich wärmeabgebende Reaktionen können sich bis in den Bereich der Düse hinein fortsetzen. Abgesehen vom in der Praxis häufig auftretenden Nachbrennen in der Düse durch unvollständige Verbrennung des Gemisches in der Kammer, sind nämlich noch Rückbildungsprozesse möglich. Mit Annäherung an

die Düsenmündung sinkt die Temperatur des Feuergases, wodurch die Wahrscheinlichkeit des Zusammenschlusses chemischer Radikale des Abgasstrahls zu molekularen Verbindungen wächst. Sollte die Bildungswärme dieser Moleküle negativ sein, so tritt sie als Wärmezuschuß in der Düse auf.

Die vierte Zone soll möglichst groß sein, um die vollständige Verbrennung sicherzustellen. Das Gebiet vor der Flammenfront läßt sich hauptsächlich durch günstige Konstruktion der Einspritzorgane beeinflussen. Die Flammenfront kann bei sehr schnell reagierenden Treibstoffen so dicht an den Zerstäubern liegen, daß ohne besondere Kühlung derselben mit einem Ausbrennen zu rechnen ist. Die Gefahr des Ausbrennens der Einspritzorgane steigt natürlich bei Verlängerung der Brennperiode.

Alle genannten Einzelprozesse sind in Wirklichkeit so eng miteinander verknüpft, daß es sehr schwierig ist, sie einzeln für die konstruktive Auslegung der Brennkammer zu berücksichtigen. Es bleibt daher für die Praxis nur der Weg, Anhaltspunkte für den Gesamtbedarf an Reaktionsraum, also für die unbedingt notwendige Minimalgröße der Brennkammer, zu finden.

3.32 Aufenthaltsdauer und charakteristische Brennkammerlänge

Da jeder der in Abschn. 3.31 einzeln betrachteten Prozesse mit einem gewissen zeitlichen Ablauf verbunden ist, muß der Brennkammer eine bestimmte Mindestgröße gegeben werden. Die Summe der Zeiten der Einzelprozesse wird als *mittlere Aufenthaltsdauer* eines Gasmoleküls bezeichnet oder schlechthin als *Aufenthaltsdauer* τ. Die direkte Messung der Aufenthaltsdauer ist nur sehr schwer möglich. Man behilft sich daher mit ihrer angenäherten rechnerischen Bestimmung unter vereinfachenden Annahmen.

Unter Vernachlässigung der Zeit für die Gemischaufbereitung (Zerstäubung, Verdampfung) nimmt man in erster Näherung an, daß das Brennkammervolumen überwiegend von den gasförmigen Verbrennungsprodukten unter Verbrennungstemperatur erfüllt ist. Mit dem Treibstoffdurchsatz $\dot{G}$, der absoluten Temperatur T_0 der Verbrennungsprodukte im letzten Teil der Brennkammer und dem Brennkammerdruck p_0 wird das Volumen der Gase, die die Brennkammer je Zeiteinheit verlassen,

$$\dot{V} = \dot{G}\,\frac{R'\,T_0}{p_0}. \tag{3.24}$$

R' ist die *universelle Gaskonstante*. Führt man noch das Brennkammervolumen V_0 ein, so ergibt sich die Gasaufenthaltsdauer zu

$$\tau = \frac{V_0}{\dot{V}} = \frac{V_0\,p_0}{\dot{G}R'\,T_0}. \tag{3.25}$$

Die wirkliche Aufenthaltsdauer von Treibstoff und Verbrennungsprodukten wird etwas größer sein. Die für die angenähert vollständige Verbrennung erforderliche Aufenthaltszeit wird darum auch meist experimentell und unter Zugrundelegung bewährter Triebwerkskonstruktionen bestimmt. Sie beträgt nach *G. B. Sinjarew* etwa 0,003 bis 0,008 s, während *G. P. Sutton* 0,002 bis 0,040 s angibt.

Es läßt sich auch eine Beziehung zwischen der Aufenthaltsdauer und konstruktiven Daten der Brennkammer herstellen. Wie praktische Versuche bestätigt haben, kann nämlich die Aufenthaltsdauer nach *G. P. Sutton* gefunden werden aus

$$\tau = a \frac{V_0}{F_1}. \tag{3.26}$$

V_0 ist das Brennkammervolumen, F_1 die Fläche des Düsenhalses, also der engsten Stelle der Ausströmdüse, während a eine Konstante ist, die den Einfluß von Verbrennungstemperatur und spezifischen Eigenheiten des verwendeten Treibstoffs zum Ausdruck bringt. Der Quotient in Gl. (3.26) kann auch als selbständige Größe betrachtet werden. Dann stellt er die sogenannte *charakteristische Länge der Brennkammer* dar, eine für konstruktive Betrachtungen brauchbare Größe:

$$L_c = \frac{V_0}{F_1} \ [\mathrm{m}], \tag{3.27}$$

wobei die charakteristische Länge L_c definiert ist als diejenige Länge, die eine gerade, zylindrische Brennkammer vom gleichen Volumen besitzt und bei der die Querschnittsfläche senkrecht zur Längsachse gleich der Düsenhalsfläche F_1 ist. Da die charakteristische Länge nur Änderungen der Düsenhalsfläche berücksichtigt, ist sie jeweils immer nur für eine bestimmte Treibstoffkombination und auch nur in einem engen Bereich von Mischungsverhältnis und Brennkammerdruck gültig.

Wie aus Gl. (3.25) und (3.26) zu ersehen ist, hängt die Aufenthaltsdauer τ nicht von der geometrischen Form der Brennkammer ab. Daraus könnte man schließen, daß der Brennkammer zu einem bestimmten Volumen jede beliebige Form gegeben werden kann. Diese Annahme erweist sich jedoch in der Praxis als irrig. Bei einer langen zylindrischen Brennkammer mit relativ kleinem Querschnitt kann unter Umständen die erforderliche Anzahl von Zerstäubern nicht untergebracht werden. In einer zu kurzen Brennkammer würde die Zone der Gemischaufbereitung einen prozentual zu großen Anteil des Brennkammervolumens beanspruchen und damit der Bereich für die Ausbildung einer vollständigen Verbrennung zu klein werden. Für die endgültige konstruktive Formgebung einer Brennkammer genügen also Aufenthaltsdauer oder charakteristische Länge als Ausgangsdaten durchaus nicht. Es kommt vielmehr darauf an, eine möglichst optimale Abstimmung aller Konstruktionselemente aufeinander zu erreichen. Einige Einblicke in konstruktive Probleme des Triebwerkbaus vermittelt Abschn. 4.1.

3.33 Zündung von Flüssigkeits-Raketentriebwerken

Die Zündprobleme bei Flüssigkeits-Raketentriebwerken sind in vielen Fällen mit unangenehmeren Erfahrungen verknüpft, als man bei einem im Grunde genommen so einfachen Vorgang für möglich halten würde. Unter gewissen Bedingungen ist die sichere Beherrschung des Zündvorgangs entscheidender für den Ausgang eines Prüfstand- oder Freiflugversuchs als irgendeine andere technische Operation während des ganzen Vorgangs.

Es ist als angenehm und einfach für die technische Handhabung zu werten, daß man ein Gleichdruck-Raketentriebwerk nur einmal zu zünden braucht. Der kontinuierliche Zustrom des Treibstoffs erhält die Verbrennung aufrecht. Der Zündvorgang wird besonders einfach, wenn es sich außerdem um ein Triebwerk handelt, das überhaupt nur einmal gezündet zu werden braucht und dann seinen gesamten Treibstoffvorrat in einer einzigen Brennperiode in kinetische Energie umsetzt. Verhältnisse dieser Art liegen praktisch bei allen Raketentriebwerken vor, mit Ausnahme der Triebwerke für Raketenflugzeuge, für die man die Möglichkeit eines mehrfachen Anlassens vorsehen muß. Daraus ergeben sich für letztere natürlich auch besondere Zündprobleme.

Weiterhin ist daran zu denken, daß bei den flüssigen Treibstoffen Nichthypergole, Hypergole und Katergole zu unterscheiden sind (s. Abschn. 2.2). Jede Gruppe hat ihre eigenen speziellen Reaktionseigenschaften, die bei der Auswahl geeigneter Zündsysteme berücksichtigt werden müssen.

Nichthypergole Treibstoffe müssen, ebenso wie die Feststoffe, durch Zufuhr von Wärme aus einem geeigneten Zündsystem erst auf die notwendige Entflammungstemperatur gebracht werden. Es ist zweckmäßig, die Zündvorrichtung in der Nähe der Einspritzorgane anzuordnen, wenn verhindert werden soll, daß erst größere Mengen Treibstoff in die Brennkammer fließen müssen, um ein zündfähiges Gemisch zu erhalten. Natürlich darf ein fest eingebautes Zündsystem nicht so ungünstig plaziert werden, daß es eventuell den stationären Verbrennungsprozeß beeinträchtigt.

Die Selbstzündung der Hypergole bietet zwar den großen Vorteil, auf jede zusätzliche Zündvorrichtung verzichten zu können, aber gerade die entscheidenden Feinheiten dieser Selbstzündung sind noch nicht ausreichend bekannt, um die sehr vielfältigen Erscheinungen des Zündverlaufs erklären zu können. Verschiedene Hypergole neigen zu explosionsartiger Zündung, wobei offenbar das Problem des Zündverzugs eine nicht unerhebliche Rolle spielt.

Es lassen sich vier Gruppen von Zündsystemen unterscheiden. Zur ersten zählen alle pyrotechnischen Zünder, wie sie in ähnlicher Ausführung schon bei den Feststoffsystemen behandelt wurden. Auch hier wird der Pulverzündsatz durch einen elektrisch erhitzten Glühdraht entzündet. Im Gegensatz zu den Zündern für Feststoffsätze muß bei den Flüssigkeits-Raketentriebwerken eine besonders kräftige und auch mehrere Sekunden beständige heiße Zündflamme erzeugt werden, vor allem, wenn es sich um ein Triebwerk größerer Abmessungen handelt. Der pyrotechnische Zünder kann direkt an den Einspritzorganen in der Kammer untergebracht werden oder aber von außen durch die Düse in die Brennkammer eingeführt werden. Eine pyrotechnische Zündvorrichtung der letzteren Art besaß das A4. Zündsysteme dieser Gruppe können nur jeweils einmal verwendet werden.

Zur zweiten Gruppe gehören alle elektrischen Kerzenzündsysteme. Einige von ihnen haben sich nach *G. P. Sutton* für einen Brennkammerbetrieb mit Flüssigsauerstoff—Benzin und Sauerstoff—Nitromethan mit Erfolg verwenden lassen. Die Zündkerze soll dabei in einem Brennkammerteil untergebracht werden, in dem sich schnell die ersten Dämpfe von Brennstoff und Oxydator bilden. Daher findet man die Zündkerze manchmal auch direkt im Bereich der Einspritzorgane untergebracht. Für kleinere Triebwerkseinheiten scheint dieses Verfahren recht brauchbar zu sein. Ein Nachteil der Kerzenzündung liegt darin, daß die Elektroden

durch die heißen erosiven Verbrennungsprodukte relativ schnell zerstört werden.

Die günstige Eigenschaft, ein mehrmaliges Anlassen desselben Triebwerks mit der gleichen Zündvorrichtung zu ermöglichen, erhält man, außer bei der Kerzenzündung, auch noch mit anderen Methoden. Eine bewährte Vorrichtung ist die Vorbrennkammer. In diesen separaten kleinen Brennraum führen ebenfalls Treibstoffleitungen. In ihm befindet sich das eigentliche Zündsystem in Gestalt einer Zündkerze oder einer ähnlichen Vorrichtung (Bild 3.14). Die Vorbrennkammer ist

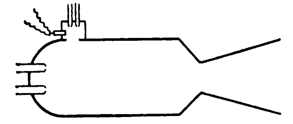


Bild 3.14 Anordnung einer Vorbrennkammer

mit der Hauptbrennkammer durch einen nicht allzu weiten Kanal verbunden. Eine kleine Menge Treibstoff wird in der Vorbrennkammer entzündet und dringt in Form einer Fackel in die Hauptbrennkammer ein. An der brennenden Fackel entzündet sich dann der Treibstoff in der Hauptbrennkammer. Da nach der Zündung die Vorbrennkammer stillgesetzt wird, führt dies zu einer weitgehenden Schonung eventuell beteiligter elektrischer Zündmittel (Kerze usw.). Das Zündverfahren mit Vorbrennkammer hat bei Flüssigsauerstoff—Benzin oder Sauerstoff—Alkohol als Treibstoff recht gute Erfolge gezeigt.

Es bleibt schließlich noch ein Zündverfahren zu erwähnen, das man als rein chemisch bezeichnen kann. Man spritzt dabei während des Startvorgangs für einen kurzen Augenblick zusammen mit dem eigentlichen Treibstoff einen Hilfsstoff in die Brennkammer. Dieser Hilfsstoff ist hypergol, also entweder mit dem Oxydator oder dem Brennstoff selbstentzündlich. Es braucht sich dabei nicht einmal um Substanzen zu handeln, die aus der Reihe der hypergolen Brennstoffe stammen, es gibt vielmehr genügend andere Substanzen, die je nach dem vorliegenden Treibstoff den gewünschten Effekt hervorbringen. Nach *J. Stemmer* eignen sich dafür die Wasserstoffverbindungen des Siliziums, Phosphorwasserstoffe, Halogenazetylene, Amalgame und noch einige andere mehr. Auch Zinkdiäthyl in Verdünnung mit schweren Kohlenwasserstoffen ergibt eine geeignete Zündflüssigkeit. Die Verbrennung von Salpetersäure mit einigen organischen Brennstoffen kann durch zusätzliches Einspritzen einer kleinen Menge Anilin eingeleitet werden, denn Anilin ist mit Salpetersäure hypergol.

Häufig findet man noch eine weitere Gruppe von Zündverfahren erwähnt, die sogenannten *katalytischen Zündreaktionen.* Wie der Name sagt, wird dabei ein von den Eigenschaften des Treibstoffs abhängiger bestimmter Katalysator in fester oder flüssiger Form für die Einleitung der Verbrennung eingesetzt. Es ist jedoch nicht unbedingt erforderlich, diese Gruppe gesondert zu betrachten. Sinngemäß und ihrem chemischen Charakter entsprechend kann sie auch mit den zuvor genannten chemischen Zündverfahren zusammengefaßt werden. Für den Einsatz der verschiedenen Zündverfahren lassen sich keine verbindlichen Regeln aufstellen. Nicht nur die Gegebenheiten des jeweiligen Treibstoffs sind entscheidend,

sondern auch konstruktive Belange müssen berücksichtigt werden. Die Auswahl des geeignetsten Zündsystems wird darum meist eingehende praktische Versuchsarbeit erfordern.

3.4 Aus der Thermodynamik der Arbeitsgase

3.41 Arbeitsgas und Ausströmdüse

Das Hauptergebnis des Verbrennungsprozesses in einer Raketenbrennkammer ist die Umwandlung festen oder flüssigen Treibstoffs in stark erhitzte, gasförmige Verbrennungsprodukte. Da der Treibstoff immer aus mehreren Elementen besteht, bilden die Verbrennungsprodukte stets ein Gemisch verschiedener, mehr oder weniger kompliziert aufgebauter chemischer Verbindungen. Die Verbrennungsprodukte werden, wie bereits in Abschn. 2.1 erwähnt, als Arbeitsgas oder Arbeitsmittel bezeichnet. Die mit der Bildung dieses Arbeitsgases und seinem späteren Verhalten in einem Raketentriebwerk verbundenen Gesetzmäßigkeiten gehören zum Gebiet der Thermodynamik, und deren richtig angewandte Gesetze bilden damit die einzige und exakte Grundlage für die Berechnung von Raketentriebwerken. Das Gebiet der Thermodynamik in seiner Anwendung auf Arbeitsgase von Raketentriebwerken vollständig zu behandeln, ist nicht Aufgabe dieses Buches. Es kann hier nur auf die große Anzahl vorzüglicher, umfassender Darstellungen auf diesem Gebiet, von denen einige im Literaturverzeichnis zu finden sind, verwiesen werden.

In diesem Abschnitt soll den thermodynamischen Vorgängen in einem Triebwerk qualitativ etwas auf den Grund gegangen werden. Einige der wichtigsten Voraussetzungen und Ableitungen aus der Raketenthermodynamik werden dann im nächsten Abschnitt angegeben.

Stark vereinfacht sei die Brennkammer durch einen abgeschlossenen Behälter dargestellt, in dem sich ein ideales Gas befindet. Läßt man nun das Gas durch eine gut gerundete, sich bis auf einen bestimmten minimalen Querschnitt verjüngende (konvergente) Düse aus dem Behälter ausströmen (das Gefäß soll dabei immer, eventuell durch Nachpumpen, unter konstantem Druck gehalten werden), so ergibt sich, daß die Ausströmgeschwindigkeit des Gases im engsten Querschnitt der Düse auf keinen Fall größer ist als die entsprechende Schallgeschwindigkeit. Mit anderen Worten, der die Ausströmgeschwindigkeit bestimmende Mündungsdruck strebt einem festliegenden Wert zu, der nicht unterschritten werden kann, selbst wenn der Außendruck weit unter diesen kritischen Mündungsdruck gesenkt werden könnte.

Da die Ausströmmenge von dem Druckverhältnis Behälter (Brennkammer) zu Düsenmündung abhängt, ergibt sich somit ein *kritisches Druckverhältnis*, bei dem sich ein optimaler Wert für die ausströmende Gasmasse einstellt. Steigerung des Innendrucks oder Senkung des Außendrucks haben dann keinen Einfluß mehr auf die Durchflußmenge. In bezug auf die Entspannung des strömenden Gases erhält man das unbefriedigende Ergebnis, daß bei großen Druckverhältnissen die konvergente Düse keine vollständige Expansion zuläßt, die aber für eine möglichst vollkommene Umwandlung der chemischen in kinetische Energie des Gasstrahls notwendig ist. Wird der Außendruck weit unter den Mündungsdruck gesenkt, so fällt letzterer höchstens bis auf seinen kritischen Wert. Der Gasstrahl würde also

erst außerhalb der Ausströmdüse auf den niedrigeren Außendruck entspannt werden, wodurch ein erheblicher Teil der Energie des Antriebsstrahls verlorenginge, wenn man eine Raketenbrennkammer mit einer konvergenten Ausströmdüse vorsieht.

Der erst außerhalb der Düse frei werdende Energieanteil läßt sich auch im äußeren Erscheinungsbild des Gasstrahls beobachten, sobald der Außendruck unter dem kritischen Mündungsdruck liegt, für den auch die Bezeichnung *Lavaldruck* üblich ist. Die plötzliche, explosionsartige Ausdehnung des Gases hinter der Mündung läßt die Gasteilchen zunächst infolge ihrer Trägheit so weit seitlich über ihre Gleichgewichtslage hinaus von der Strahlachse abweichen, bis sie durch den in der Strahlachse entstehenden Unterdruck wieder zur Umkehr gezwungen werden. Dieser Vorgang kann sich einige Male wiederholen, so daß ein periodisch seinen Querschnitt verändernder Gasstrahl entsteht (Bild 3.15). Es ergeben sich

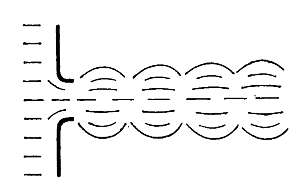


Bild 3.15 Strahlausbreitung hinter einer konvergenten Düse

dadurch akustische Stoßwellen, die zu einer beträchtlichen Lärmentwicklung führen und deren Schallenergie dem Hauptanteil der in der Düse nicht genutzten Strahlenergie entspricht.

Es zeigt sich also, daß bei konvergenten Düsen nur der Druckabfall oberhalb des Lavaldrucks in kinetische Energie des Gasstrahls umgesetzt wird. *De Laval* wies 1887 nach, daß sich auch das restliche Druckgefälle ausnutzen läßt, wenn man an den engsten Querschnitt der konvergenten Düse einen sich erweiternden Teil anschließt. Eine Düse dieser Form (Bild 3.16) wird als *Lavaldüse* bezeichnet.

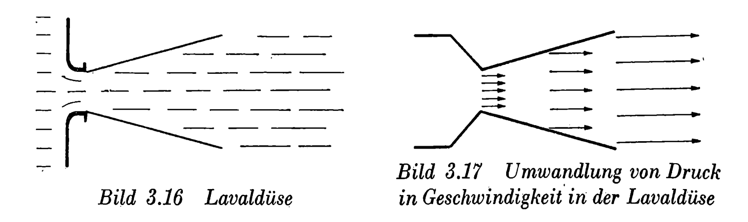


Bild 3.16 Lavaldüse

Bild 3.17 Umwandlung von Druck in Geschwindigkeit in der Lavaldüse

Ihr Querschnitt erweitert sich von F_1 auf F_2, wobei der Druck im konischen Teil unter den Lavaldruck p_1 bis auf den Druck p_2 in der Düsenmündungsfläche sinkt. Die Strömungsgeschwindigkeit übersteigt damit schon innerhalb der Lavaldüse die im engsten Querschnitt herrschende Schallgeschwindigkeit (Bild 3.17). Der Ausnutzungsgrad des Druckgefälles sowie die erreichbare Ausströmgeschwindigkeit in der Düsenmündung hängen vom Erweiterungsverhältnis der Lavaldüse,

die im weiteren nur kurz Düse genannt werden soll, ab. Die höchste theoretisch mögliche Geschwindigkeit wird bei völliger Entspannung und Abkühlung der Gase erreicht. Voraussetzung dafür wäre allerdings eine Düse mit unendlichem Erweiterungsverhältnis und eine Expansion in den leeren Raum. Unter diesen Voraussetzungen ließe sich für ein zweiatomiges Arbeitsgas an der Düsenmündung das 2,45fache der Schallgeschwindigkeit, die im engsten Düsenquerschnitt herrscht, erreichen. Die Temperatur eines idealen Gases würde bis auf den absoluten Nullpunkt sinken und der gesamte Wärmeinhalt des Gases in kinetische Energie verwandelt werden. In Wirklichkeit können diese Verhältnisse natürlich nicht geschaffen werden.

Aus den vorstehenden Ausführungen läßt sich entnehmen, daß eine Ausströmdüse für fortlaufende Druckabnahme und dementsprechend stetige Geschwindigkeitszunahme der Strömung zunächst konvergent verlaufen, sich später jedoch wieder erweitern muß. Wenn der Gasstrahl sich an der Wandung einer derartigen *Überschalldüse* nicht ablösen soll, dann darf der Öffnungswinkel der Düse einen bestimmten Wert nicht überschreiten.

Bei großen Öffnungswinkeln und kurzen Düsen ergeben sich kleine Reibungsverluste an der Düsenwand. Ebenso werden aerodynamischer Widerstand und Triebwerksmasse bei kurzen Düsen kleiner. Mit wachsendem Öffnungswinkel verringert sich bei Umlaufkühlung der Wärmeübergang an das Kühlmittel im Düsenbereich. Gleichzeitig steigert ein größerer Divergenzwinkel die radial gerichtete Komponente der Düsenströmung, was zu einer Schubminderung führt. Kurze Düsen mit großem Öffnungswinkel sind weiterhin recht ungünstig für die Ausnutzung von Rückbildungsprozessen bei eventuell vorangegangener Dissoziation, weil in ihnen verhältnismäßig wenig Zeit dafür zur Verfügung steht.

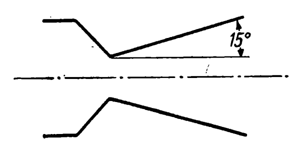


Bild 3.18 Düsenöffnungswinkel

Die Erfahrung hat gezeigt, daß Düsen mit einem halben Öffnungswinkel zwischen 12 und 18° (Bild 3.18) die besten Ergebnisse liefern. Obwohl es fertigungstechnisch einige Mühe macht, erweist es sich als angebracht, den Übergang von der Brennkammer zum konvergenten Düsenteil, auf jeden Fall aber den Düsenhals gut gerundet auszubilden. Deformationen im Wandungsverlauf können leicht zu einer unerwünschten Ablösung des Gasstrahls von der Düsenwand führen. Die Oberfläche der inneren Düsenwandung soll geglättet sein, um Reibungsverluste der Gasströmung so klein wie möglich zu halten. Spiegelglatte Düseninnenflächen setzen gleichzeitig die Wärmeabgabe an die Düsenwandung herab.

Auch bei Lavaldüsen besteht ein enger Zusammenhang zwischen Erweiterungsverhältnis und Außendruck. Ähnlich wie bei den konvergenten Düsen sind die Verhältnisse am einfachsten, wenn der Außendruck gleich dem Mündungsdruck ist. Dann verlassen die Gase die Düse als zylindrischer Strahl. Sinkt der Außendruck unter den Mündungsdruck, so ergibt sich das gleiche Bild wie bei der

konvergenten Düse mit unterkritischem Gegendruck; der Gasstrahl expandiert erst außerhalb der Düse. Ist der Außendruck größer als der Düsenmündungsdruck, so kann sich, wie im Fall eines zu großen Öffnungswinkels, der Strahl ablösen (Bild 3.19). Das strömende Feuergas hat durch Reibung an der Düsenwand in deren unmittelbarer Nähe nur Unterschallgeschwindigkeit. In diese *Grenzschicht* dringt das umgebende Medium mit größerem Druck (Außendruck) ein und löst sie bis zu einer Tiefe, die von der relativen Größe des Außendrucks abhängt, ab. Damit bleibt natürlich ein Teil der Düse für die Schuberzeugung ungenutzt.

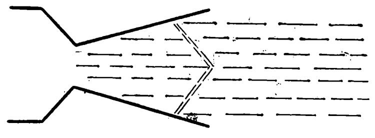


Bild 3.19 Strahlablösung

Diese Erscheinungen an Ausströmdüsen haben für freifliegende Raketen einige Bedeutung. Für die Schuberzeugung sind, wie zuvor gezeigt wurde, möglichst Entspannungsverhältnisse mit sehr niedrigem Mündungsdruck anzustreben. Raketen starten aber an oder in unmittelbarer Nähe der Erdoberfläche. Wäre der Mündungsdruck viel niedriger als der Bodenluftdruck, so ginge beim Start ein erheblicher Schubanteil durch Strahlablösung verloren. Ein Mündungsdruck gleich dem Bodenluftdruck würde aber wieder in größeren Höhen zu ungenügender Energieausnutzung führen, weil der Gasstrahl dann zum Teil erst außerhalb der Düse expandiert. Aus diesen Gründen greift man zu einer Kompromißlösung und legt den Mündungsdruck beispielsweise für eine Höhe von rund 2100 m über NN aus.

Die Probleme, die mit Raketendüsen zusammenhängen, sind außerordentlich vielseitig. Bei der Auslegung eines Raketentriebwerks kommt vor allem der Erfassung der Vorgänge in Brennkammer und Ausströmdüse, die thermodynamisch eine Einheit bilden, größte Bedeutung zu. Daraus ergibt sich auch die Notwendigkeit, Brennkammer und Ausströmdüse gut aufeinander abzustimmen.

3.42 Ideales Raketentriebwerk

Bei der nun folgenden Zusammenstellung der wichtigsten thermodynamischen Beziehungen für die Vorgänge in Raketenbrennkammer und Ausströmdüse wird die Kenntnis der Grundgesetze der Thermodynamik und der Strömungsmechanik vorausgesetzt. Zum tieferen Verständnis der Zusammenhänge dieser Beziehungen mit den elementaren Grundlagen werden den interessierten Lesern einige der im Literaturverzeichnis angeführten Standardwerke dienen können.

Es ist in der Raketentechnik üblich, ein Raketentriebwerk zunächst unter Annahme idealer Verhältnisse durchzurechnen, um übersichtliche Vergleiche zwischen verschiedenen Auslegungen von Triebwerken anstellen zu können. Die erhaltenen Ergebnisse können dann auf Grund von Erfahrungswerten aus früheren praktischen Versuchen durch gewisse Korrekturfaktoren weitgehend den zu erwartenden Realwerten angepaßt werden.

Der thermodynamischen Betrachtung eines idealen Raketentriebwerks legt man zunächst die Annahme einer eindimensionalen Strömung zugrunde. Nach

G. P. Sutton, an dessen Darstellungen sich die weiteren Ausführungen anlehnen, sind darüber hinaus für das ideale Raketentriebwerk noch folgende Bedingungen vorauszusetzen:

1. Das Arbeitsgas ist homogen und ändert seine Zusammensetzung während des Aufenthalts in Brennkammer und Düse nicht.
2. Für das Arbeitsgas sind die Gesetze der idealen Gase gültig.
3. Die Strömungen sollen reibungsfrei verlaufen.
4. Zwischen Arbeitsgas und den einschließenden Wänden findet kein Wärmeaustausch statt, die Strömung ist also adiabatisch.
5. Der Treibstoffdurchsatz ist stetig und konstant.
6. Die Gasteilchen verlassen die Ausströmdüse streng parallel zur Hauptachse des Triebwerks. Es entfällt also jede radial gerichtete Strömungskomponente.
7. Die Geschwindigkeit des Gases ist über jeden Strömungsquerschnitt normal zur Hauptachse konstant.
8. Während der Verbrennung in der Brennkammer stellt sich das sogenannte chemische Gleichgewicht ein und verändert sich dann auch nicht in der Düse.

Der erste Punkt der Aufstellung fordert also bei Flüssigkeits-Raketentriebwerken ein Einspritzsystem, das die Treibstoffkomponenten vollkommen vermischt. Es lassen sich in der Praxis derartige Anforderungen auch annähernd verwirklichen, so daß die erste Bedingung als sinnvoll angesehen werden kann. Da die Verbrennungstemperaturen ziemlich hoch liegen (2500 bis 3500°C), ist auch die Annahme der Gültigkeit der Gesetze der idealen Gase gerechtfertigt. Die wirklichen Reibungsverluste an der Wandung sind nur gering, können also in erster Näherung vernachlässigt werden. Da auch kein Wärmeübergang stattfinden soll, läßt sich die Strömung als isentropische Strömung behandeln. Beim wirklichen Wärmeübergang werden gewöhnlich weniger als 3 % der Gesamtenergie übertragen. Änderungen des Treibstoffdurchsatzes lassen sich im praktischen Betrieb zwar feststellen, die geringe Amplitude der Schwankungen läßt sie jedoch für theoretische Betrachtungen unwesentlich werden. Zusammenfassend läßt sich also sagen, daß unter diesen Voraussetzungen die Beziehungen der isentropischen Gasströmung für die weiteren Betrachtungen angesetzt werden können.

Von den in diesen Beziehungen vorkommenden Größen erweisen sich die Stoffwerte des Arbeitsgases von bedeutendem Einfluß auf die Strömung. Dies trifft insbesondere für die individuelle Gaskonstante R zu, definiert als universelle Gaskonstante R', dividiert durch das Molekulargewicht $\mathfrak{M}$ der Verbrennungsprodukte, weiterhin für die spezifischen Wärmen bei konstantem Druck c_p und bei konstantem Volumen c_v sowie deren Verhältnis $\varkappa$. Unter Einbeziehung des mechanischen Wärmeäquivalents J lassen sich folgende Beziehungen zwischen den genannten Stoffwerten aufstellen:

$$\varkappa = \frac{c_p}{c_v}, \tag{3.28}$$

$$c_p - c_v = \frac{R}{J}, \tag{3.29}$$

$$c_p = \frac{\varkappa R}{(\varkappa - 1) J}. \tag{3.30}$$

Zur Verwendung der Indizes sei noch einmal darauf hingewiesen, daß die Werte in der Brennkammer den Index 0, diejenigen im Düsenhals den Index 1 und die in der Düsenmündungsfläche den Index 2 erhalten (s. Bild 3.1). Für den Vergleich zweier beliebiger Stellen kommen die Indizes x und y zur Verwendung.

Für die isentropische Strömung sind drei Gleichungen von grundlegender Bedeutung. Die erste Gleichung, die sogenannte *Energiegleichung*, lautet:

$$c_p (T_x - T_y) = \frac{1}{2\,gJ} (c_y^2 - c_x^2)\,. \tag{3.31}$$

Sie stellt eine besondere Form des Energieerhaltungssatzes dar und drückt die Konstanz der Summe von Wärmeinhalt der Gase und ihrer Strömungsenergie aus. Mit anderen Worten, der Verlust des strömenden Gases an Wärmeinhalt tritt als Zuwachs an kinetischer Energie in Erscheinung. Die Verwendung des Buchstabens c auf der rechten Seite der Gl. (3.31) als Kurzzeichen für die Strömungsgeschwindigkeit erfolgt in Anlehnung an die bisherige Definition, sollte aber kaum Anlaß zu Mißverständnissen in bezug auf c_p und c_v geben, zumal in den weiteren Beziehungen letztere nur noch durch ihr Verhältnis $\varkappa$ in Erscheinung treten. Mit T wird, wie allgemein üblich, die absolute Temperatur der Verbrennungsprodukte bezeichnet.

Die zweite wichtige Gleichung ist die sogenannte *Kontinuitätsgleichung*:

$$\dot{m}_x = \dot{m}_y = \frac{F_x\, c_x}{v_x} = \frac{F_y\, c_y}{v_y}\,, \tag{3.32}$$

worin, in Übereinstimmung mit den früher gegebenen Bezeichnungen, $\dot{m}$ den Massefluß, F den Strömungsquerschnitt, c die Strömungsgeschwindigkeit und v das spezifische Volumen des Arbeitsgases bezeichnen. Durch Gl. (3.32) wird somit ausgedrückt, daß der Massefluß an jeder Stelle der Strömung der gleiche ist, die strömende Gasmenge also über den gesamten Strömungsverlauf konstant bleibt.

Die *Zustandsgleichung* der idealen Gase als dritte Grundgleichung liefert schließlich noch die wichtigen Beziehungen zwischen Druck p, spezifischem Volumen v, absoluter Temperatur T und der Gaskonstanten R:

$$p_x\, v_x = R\, T_x\,. \tag{3.33}$$

Für einen isentropischen Strömungsvorgang lassen sich außerdem noch folgende Beziehungen zwischen den beliebigen Punkten der Strömung herleiten:

$$\frac{T_x}{T_y} = \left(\frac{p_x}{p_y}\right)^{\frac{\varkappa-1}{\varkappa}} = \left(\frac{v_y}{v_x}\right)^{\varkappa-1} \tag{3.34}$$

$$\frac{v_x}{v_y} = \left(\frac{p_y}{p_x}\right)^{\frac{1}{\varkappa}}, \tag{3.35}$$

$$\frac{F_x}{F_y} = \frac{v_x\, c_y}{v_y\, c_x} = \left(\frac{p_y}{p_x}\right)^{\frac{1}{\varkappa}} \frac{c_y}{c_x}\,. \tag{3.36}$$

Unter Verwendung von Gl. (3.30), (3.31) und (3.34) läßt sich die Strömungsgeschwindigkeit der Gase in der Düsenmündung, also die Ausströmgeschwindigkeit c_2, finden:

$$c_2 = \sqrt{\frac{2 g \varkappa}{\varkappa - 1} R T_0 \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_0}\right)^{\frac{\varkappa - 1}{\varkappa}}\right]}, \tag{3.37}$$

wenn man noch berücksichtigt, daß die Geschwindigkeit der Feuergase in der Brennkammer vernachlässigbar klein ist. In Gl. (3.37) kann die spezielle Gaskonstante R, wie früher auch schon angedeutet wurde, gegebenenfalls durch die universelle Gaskonstante R' und das Molekulargewicht $\mathfrak{M}$ des Feuergases ersetzt werden. Führt man außerdem noch ein:

$$1 - \left(\frac{p_2}{p_0}\right)^{\frac{\varkappa - 1}{\varkappa}} = \eta = 1 - \frac{T_2}{T_0}, \tag{3.38}$$

so kann Gl. (3.37) auch in folgender Form geschrieben werden:

$$c_2 = \sqrt{\frac{2 g \varkappa R'}{(\varkappa - 1)\mathfrak{M}} T_0 \eta}; \tag{3.39}$$

dabei kann η als Wirkungsgrad des idealen Kreisprozesses zwischen den Drücken p_2 und p_0 aufgefaßt werden. Die Ausströmgeschwindigkeit erweist sich also als Funktion von $\varkappa$ und dem Druckverhältnis p_2/p_0. Außerdem ist sie proportional der Wurzel aus der absoluten Brennkammertemperatur, dividiert durch das Molekulargewicht. Sie wächst somit, wenn letzteres kleiner wird.

Bei einer verlustlosen Strömung in einer Düse mit unendlichem Entspannungsverhältnis wird $\eta = 1$, und Gl. (3.39) vereinfacht sich zu:

$$c_2 = \sqrt{\frac{2 g \varkappa}{(\varkappa - 1)\mathfrak{M}} R' T_0} = \sqrt{\frac{2 g \varkappa}{(\varkappa - 1)} R T_0}. \tag{3.40}$$

Diese Ausströmgeschwindigkeit wäre dann identisch mit der theoretischen Ausströmgeschwindigkeit c_{th}.

Folgende Beziehungen vervollständigen die Übersicht über die Verhältnisse in der Düsenmündung:

$$T_2 = T_1 \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{\varkappa - 1}{\varkappa}} \tag{3.41}$$

$$v_2 = v_1 \left(\frac{p_1}{p_2}\right)^{\frac{1}{\varkappa}} \tag{3.42}$$

$$F_2 = F_1 \left(\frac{p_1}{p_2}\right)^{\frac{1}{\varkappa}} \frac{c_1}{c_2}. \tag{3.43}$$

Es wurde in Abschn. 3.41 gezeigt, daß gerade die Verhältnisse im Düsenhals von wesentlichem Einfluß auf den weiteren Strömungsvorgang sind. Dabei wurde festgestellt, daß ein Zusammenhang zwischen der maximal den Düsenhals durchströmenden Gasmasse und dem kritischen Druckverhältnis besteht. Eine geeignete Funktion der strömenden Gasmasse zur Bestimmung dieses Verhältnisses läßt sich unter Verwendung von Gl. (3.32), (3.34) und (3.37) gewinnen. Es ergibt sich das kritische Druckverhältnis oder das *Laval-Druckverhältnis* zu

$$\left(\frac{p_0}{p_1}\right)_{kr} = \left(\frac{\varkappa + 1}{2}\right)^{\frac{\varkappa}{\varkappa - 1}} \tag{3.44}$$

p_1 ist der kritische oder Lavaldruck. Ist dieses Druckverhältnis für ein Triebwerk erfüllt, so bildet sich eine Überschallströmung im divergenten Düsenteil aus. An der Stelle des Lavaldrucks lassen sich die Werte für spezifisches Volumen und Temperatur finden:

$$v_1 = v_1 \left(\frac{\varkappa + 1}{2}\right)^{\frac{1}{\varkappa - 1}} \tag{3.45}$$

und

$$T_1 = T_0 \left(\frac{2}{\varkappa + 1}\right). \tag{3.46}$$

Die Geschwindigkeit der Gasströmung im engsten Querschnitt läßt sich ermitteln aus Gl. (3.37), (3.44) und (3.46):

$$c_1 = \sqrt{\frac{2 g \varkappa}{\varkappa + 1} R T_0} \tag{3.47}$$

oder

$$c_1 = \sqrt{g \varkappa R T_1} = a_1. \tag{3.48}$$

Der letzte Ausdruck ist identisch mit dem für die *örtliche Schallgeschwindigkeit* im strömenden Medium, die durch das Symbol a_1 gekennzeichnet ist. Wie daraus zu ersehen ist, kann im Düsenhals also keine größere Strömungsgeschwindigkeit als die örtliche Schallgeschwindigkeit erreicht werden. Eine Steigerung des Durchsatzes kann somit nur durch Erhöhung des Brennkammerdrucks erfolgen.

Wird der Treibstoffdurchsatz vorgegeben, so kann man die erforderliche Düsenhalsfläche unter Verwendung von Gl. (3.32) bestimmen:

$$F_1 = \dot{m} \frac{v_1}{c_1} = \frac{\dot{G}}{g} \frac{v_1}{c_1}. \tag{3.49}$$

In manchen Fällen ist es erwünscht, Werte für die Strömungsgeschwindigkeit an verschiedenen Punkten der Düse zwischen Hals und Mündung zu bestimmen.

Dies geschieht unter Verwendung von Gl. (3.37) und (3.48). Man erhält

$$\frac{c_x}{c_1} = \sqrt{\frac{\varkappa + 1}{\varkappa - 1}\left[1 - \left(\frac{p_x}{p_0}\right)^{\frac{\varkappa - 1}{\varkappa}}\right]} \qquad (3.50)$$

Zum Abschluß dieses kurzen Überblicks über die grundlegenden Relationen in der Thermodynamik der Raketenantriebe soll noch die sogenannte *ideale Schubgleichung* angegeben werden. Man gewinnt sie durch Anwendung von Gl. (3.37), (3.48) und (3.45) auf die schon abgeleitete Schubgleichung (3.7). Es ergibt sich dann:

$$P_e = F_1 p_0 \sqrt{\frac{2\varkappa^2}{\varkappa - 1}\left(\frac{2}{\varkappa + 1}\right)^{\frac{\varkappa + 1}{\varkappa - 1}}\left[1 - \left(\frac{p_2}{p_0}\right)^{\frac{\varkappa - 1}{\varkappa}}\right]} + (p_2 - p_3)F_2, \qquad (3.51)$$

woraus zu ersehen ist, daß neben allen anderen Abhängigkeiten der Schub der Düsenhalsfläche und dem Brennkammerdruck proportional ist.

3.43 Verhältnisse im realen Raketentriebwerk

Aus den thermodynamischen Beziehungen für isentropische Gasströmung ist zu ersehen, daß für die Berechnung eines Triebwerks die Kenntnis einiger thermodynamischer Daten des betreffenden Feuergases, wie $\varkappa$, $\mathfrak{M}$ und T, notwendig ist. Man kann sich diese Werte durch eine sogenannte *Verbrennungsrechnung*, für die in der Literatur verschiedene Methoden angegeben werden, angenähert beschaffen. Es ist jedoch in diesem Rahmen nicht möglich, auf eine derartige Rechnung einzugehen. Es muß der Hinweis genügen, daß alle bis jetzt angegebenen mehr oder weniger rationellen Methoden nur zu Näherungswerten führen. Die Ursache liegt in der ungewöhnlichen Kompliziertheit des Verbrennungsprozesses, so daß man zu stark vereinfachenden Annahmen gezwungen wird. Eine sehr wesentliche Annahme wurde schon zu Beginn des Abschn. 3.42 erwähnt. Es wird nämlich bei allen Berechnungen vorausgesetzt, daß sich die Verbrennungsprodukte im sogenannten chemischen Gleichgewicht befinden. Damit ist gemeint, daß die Atome und Moleküle so, wie sie aus dem Verbrennungsprozeß entstehen, chemisch stabil sind und in ihrer Verteilung zu einem thermischen Gleichgewichtszustand gelangen. Dieser Idealzustand wird jedoch kaum erreicht.

Ein Rückblick auf die zu Beginn des Abschn. 3.42 gegebenen acht Punkte umfaßt noch einmal die wesentlichsten der vereinfachenden Annahmen. Es wurde dort schon betont, daß man durch empirisch bestimmte Korrekturfaktoren die theoretischen Werte den tatsächlichen weitgehend angleichen kann.

Der thermodynamische Prozeß soll so geführt werden, daß der Schub bezüglich des verfügbaren Wärmeinhalts ein Maximum wird. Da der tatsächliche Schub P dem Idealwert P_i nicht gleich ist, bedient man sich des sogenannten *Schubkorrekturfaktors* ζ_P:

$$\zeta_P = \frac{P}{P_i}. \qquad (3.52)$$

Weil sich der Schub nach der einfachen Schubformel aus Treibstoffdurchsatz und Ausströmgeschwindigkeit ermittelt, kann man sich auch ζ_P aus zwei Faktoren zusammengesetzt denken:

$$\zeta_P = \zeta_c \, \zeta_{\dot{m}} \, . \tag{3.53}$$

ζ_c bezeichnet man als den *Geschwindigkeitsverlustfaktor.* Er wird definiert durch das Verhältnis der wirklich gemessenen Ausströmgeschwindigkeit c_{2w} zur Ausströmgeschwindigkeit eines idealen Triebwerks c_{2i}, also:

$$\zeta_c = \frac{c_{2w}}{c_{2i}} \, . \tag{3.54}$$

Der Unterschied zwischen beiden Geschwindigkeiten wird verursacht durch Verluste infolge Reibung, Wärmeübergang, Abweichung der Verbrennungsgase vom Verhalten idealer Gase, chemische sowie thermische Inhomogenität des Arbeitsgases und radiale Strömungsanteile in der Düse. Letztere lassen sich durch einen *Teilverlustfaktor* λ ausdrücken, der vom halben Düsenöffnungswinkel α abhängt:

$$\lambda = \frac{1}{2}(1 + \cos\alpha) \, . \tag{3.55}$$

Weil sich aber nicht alle der verschiedenen Einflüsse und damit ihre speziellen Korrekturfaktoren einzeln bestimmen lassen, kann der allein interessierende gesamte Geschwindigkeitsverlustfaktor nur durch den Prüfstandversuch ermittelt werden. Die bisher erhaltenen Werte liegen nach *G. P. Sutton* zwischen 0,85 und 0,98 mit einem Durchschnittswert nahe bei 0,92.

$\zeta_{\dot{m}}$ in Gl. (3.53) ist als sogenannter *Durchsatzkorrekturfaktor* das Verhältnis des wirklichen Durchsatzes (bei vorgegebenem Schub) $\dot{G}_w$ zu dem nach der thermodynamischen Theorie berechneten Durchsatz $\dot{G}_i$, also:

$$\zeta_{\dot{m}} = \frac{\dot{G}_w}{\dot{G}_i} = \frac{\dot{G}_w \sqrt{g \varkappa R T_0}}{F_1 p_0 g \varkappa \sqrt{\left(\frac{2}{\varkappa + 1}\right)^{\frac{\varkappa+1}{\varkappa-1}}}} \, . \tag{3.56}$$

Der wirkliche Durchsatz ist gewöhnlich größer als der berechnete. Dafür sind folgende Umstände bestimmend:

1. Das Molekulargewicht der Verbrennungsprodukte ändert sich während ihrer Strömung durch die Düse. Die Folge ist eine Änderung der Dichte des Arbeitsgases.

2. Es ist immer ein gewisser Wärmeübergang vom Feuergas an die umgebenden Wandungen vorhanden. Dies führt zu einer Temperaturerniedrigung für das Gas und damit zu einer Vergrößerung der Dichte.

3. Das Verhältnis der spezifischen Wärmen $\varkappa$ ist nicht für den gesamten Strömungsverlauf konstant.

4. Die Verbrennungstemperatur erreicht durch unvollständige Verbrennung nicht ihren theoretischen Wert, was weiter im Sinne steigender Dichte des Arbeitsgases wirkt.

In der Praxis haben sich für $\zeta_{\dot{m}}$ Werte zwischen 0,98 und 1,15 ergeben.

Im Hinblick auf Gl. (3.53) läßt sich abschließend sagen, daß nach den bisherigen Erfahrungen die Produktbildung aus ζ_c und $\zeta_{\dot{m}}$ zu Schubkorrekturfaktoren zwischen 0,92 und 1,00 führt. Selbstverständlich läßt sich nach Gl. (3.53) jeder der drei Korrekturfaktoren errechnen, sobald die beiden anderen bekannt sind.

In den vorangegangenen Ausführungen wurde immer wieder der wichtige Einfluß der Dissoziation auf Verbrennungs- und Strömungsvorgänge betont. Dazu sollen noch einige kurze Bemerkungen folgen.

Bei hohen Verbrennungstemperaturen entsteht *thermische Dissoziation*. Darunter versteht man die Erscheinung, daß die bei der Verbrennung gebildeten Verbindungen in ihre Bestandteile zerfallen. Durch Dissoziation geht Wärmeenergie verloren, die dem allgemeinen Energieumwandlungsprozeß entzogen wird. Dabei zeigt sich, daß zuerst die komplizierteren Verbindungen in einfachere Moleküle aufspalten (dissoziieren) und schließlich bei noch höheren Temperaturen eine Zerlegung der einfacheren Moleküle in Atome erfolgt. Mit zunehmender Temperatur erhöht sich auch der Dissoziationsgrad. Für das bei den meisten Verbrennungsvorgängen anfallende Verbrennungsprodukt CO_2 sind die Verhältnisse beispielsweise folgende: Nach *F. A. F. Schmidt* sind bei 2000°C und 1 at Absolutdruck 1,5% in CO und O_2 dissoziiert. Bei 3000°C und 1 at sind es dann schon 44% und bei 3500°C sogar 75%. Die Aufspaltung einfacher Moleküle in einzelne Atome verbraucht besonders viel Energie, was dadurch zum Ausdruck kommt, daß sie erst bei sehr hohen Temperaturen zu großen Werten ansteigt. Während bei 2000°C erst 0,04% des reinen O_2 in einzelne Sauerstoffatome dissoziiert sind, beträgt ihr Anteil bei 4000°C schon rund 60%.

In kinetischer Hinsicht läßt sich der Dissoziationsprozeß dadurch erklären — hier am Beispiel des CO_2-Moleküls —, daß in dem Gasgemisch immer einige CO_2-Moleküle miteinander oder mit CO- und O_2-Molekülen zusammenstoßen. Bei genügender Stoßkraft kann dann ein CO_2-Molekül in seine Bestandteile zerfallen. Dabei ist die zur Aufspaltung notwendige Energie in der Bewegungsenergie der Gasteilchen zu suchen.

Die durch die Dissoziation der Gasteilchen gebundene Energie kann bei der Rückbildung der Dissoziationsprodukte zu den ursprünglichen oder noch komplizierteren Verbindungen wieder frei werden. Dazu genügt im Raketentriebwerk die bei der Expansion in der Düse auftretende Abkühlung der Feuergase, wodurch also bei zweckmäßiger Gesamtkonstruktion wieder ein Teil der ursprünglichen Dissoziationsenergie zurückgewonnen werden kann.

Weil der Dissoziationsgrad von der Temperatur abhängt, läßt er sich durch die Wahl von Treibstoffen mit niedriger Verbrennungstemperatur in erträglichen Grenzen halten. Trotzdem bleibt der dadurch bedingte Energieverlust immer noch hoch genug. Für Sauerstoff—Alkohol gehen nach *G. B. Sinjarew* 18 bis 25% des Heizwertes verloren. Man kann aber auch durch Zumischung temperatursenkender Stoffe (Stickstoff, Wasser) die Verbrennungstemperatur herabsetzen und so den Grad der Dissoziation beeinflussen. Das gleiche läßt sich durch Änderung des Mischungsverhältnisses Oxydator—Brennstoff erreichen. Doch sind

derartige Auswege immer mit anderen, zum Teil wesentlichen Nachteilen verbunden.

Abschließend sei noch auf den Einfluß des Drucks auf Dissoziationsvorgänge hingewiesen. Mit steigendem Verbrennungsdruck läßt sich nämlich der Anteil dissoziierter Gase herabsetzen, so daß Hochdruck-Raketentriebwerke in dieser Hinsicht vorteilhafter sind. Allerdings bereitet die Beherrschung von Brennkammerdrücken von 50 bis 120 at vorläufig noch einige Schwierigkeiten. *J. Stemmer* rechnet für Sauerstoff-Gasöl-Triebwerke im Hochdruckbetrieb mit immerhin noch 30 bis 35 % Verlust durch Dissoziation, während er den Anteil bei Mitteldruckbetrieb (20 bis 50 at) mit rund 40 % angibt. Diese Zahlen erscheinen sehr hoch, wenn man bedenkt, wie groß schon die Sorgen der Raketentechniker in bezug auf ihre viel zu energiearmen Treibstoffe sind.

Auf jeden Fall hat es der Praktiker durch Druck- und Temperaturvariation in der Hand, auf die unerwünschten Dissoziationserscheinungen im Triebwerk einzuwirken. Eine nicht unwesentliche Rolle dürften vor allem konstruktive Einzelheiten des Triebwerks spielen.

4 Konstruktive Grundprobleme der Gasdruck-Raketentriebwerke

4.1 Allgemeiner Aufbau

4.11 Feststoff-Raketentriebwerke

In der bisher gegebenen Übersicht über die Voraussetzungen auf allgemein physikalischem, chemischem und speziell thermodynamischem Gebiet waren auch schon verschiedene Hinweise auf praktisch-konstruktive Elemente der Entwicklung von Raketentriebwerken enthalten. Es soll nun versucht werden, durch einige Ergänzungen die technische Seite der Triebwerksentwicklung und des Triebwerkzubehörs zu vervollständigen.

Wie aus den früheren Darstellungen hervorgegangen ist, macht es die Vielfalt der auftretenden Einzelprobleme und ihrer häufig noch unklaren komplizierten Verknüpfungen praktisch unmöglich, in erschöpfendem Umfang allgemeinverbindliche und gleichzeitig exakt gültige Regeln für die Konstruktion von Raketentriebwerken aufzustellen. Abgesehen von einigen elementaren Gemeinsamkeiten erfordert jeder Prototyp eines Raketentriebwerks in Konstruktion und Erprobung sozusagen eine individuelle Behandlung. Die mitgeteilten Tatsachen und Beziehungen können also immer nur als verbindlich für die allgemeine Richtung der Probleme gewertet werden, mit Ausnahme der erwähnten Ausführungsbeispiele natürlich, die dafür aber ihrerseits meist für eine spezielle Aufgabenstellung entworfen wurden. Dazu kommt, daß auch in der praktischen Raketenentwicklung Meinungsverschiedenheiten bestehen. Diese Meinungsverschiedenheiten müssen für Forschung und Entwicklung nicht unbedingt nachteilig sein, sie können sich zuweilen auch fördernd auswirken. Die starke Beschränkung durch Geheimhaltungsvorschriften in den maßgeblich beteiligten Ländern wirkt sich allerdings sehr hinderlich aus.

Für den allgemeinen Aufbau lassen sich für Feststofftriebwerke noch am leichtesten allgemeingültige konstruktive Merkmale angeben. Die Ursache dafür ist im wesentlichen in der Grundkonzeption zu suchen, daß die Brennkammer gleichzeitig Treibstoffbehälter ist, wodurch der Triebwerksaufbau einfach wird. Der Vorteil der Feststofftriebwerke liegt im Fehlen störanfälliger beweglicher Teile, wie Ventile, Pumpen und Regelanlagen. Allerdings entfällt dadurch die Möglichkeit, den Verbrennungsvorgang zu steuern. Die Handhabung der Feststofftriebwerke ist recht einfach. Sie lassen sich bequem warten und lagern, wenn zersetzungsfreie Treibsätze verwendet werden und das Triebwerk durch eine Membrane luftdicht abgeschlossen wird.

Im Grunde sind Feststofftriebwerke einander ziemlich ähnlich. Unterschiede sind meist nur durch das Anwendungsgebiet bedingt. Man könnte vielleicht zwei Hauptgruppen unterscheiden. Die erste würde dann Triebwerkseinheiten umfassen, die für artilleristische Zwecke verwendet werden, wozu solche kommen, die als Antriebsstufen für mehrstufige, unbemannte Flugkörper gedacht sind.

Das Kennzeichen der Geräte dieser Gruppe ist, daß sie von vornherein entweder als Totalverlustgerät betrachtet werden müssen oder aber nur in mehr oder weniger beschädigtem Zustand geborgen werden können. Dabei kann man dann einmal von speziellen Einrichtungen zur Sicherung gegen Fehlfunktionen absehen, andererseits werden zusätzliche Vorrichtungen zur Rückführung des ausgebrannten Triebwerks zur Erdoberfläche unnötig.

Zur zweiten Gruppe kann man alle Triebwerkseinheiten rechnen, die als Starthilfen für bemannte Flugkörper gedacht sind. Soweit sie nicht fest in den Hauptflugkörper eingebaut sind, werden sie meist mit Einrichtungen versehen (Fallschirm), die das Triebwerk möglichst unbeschädigt zu Boden bringen und seine weitere Verwendung nach erneutem „Tanken" ermöglichen. Dabei sind als Sicherung für den bemannten Flugkörper besondere konstruktive Maßnahmen erforderlich, die gegebenenfalls bei Störungen des Abbrandes eine Explosion der Brennkammer verhindern. Typische Aufbauschemata für Triebwerke aus beiden Anwendungsbereichen sind in Bild 4.1 und 4.2 gegeben.

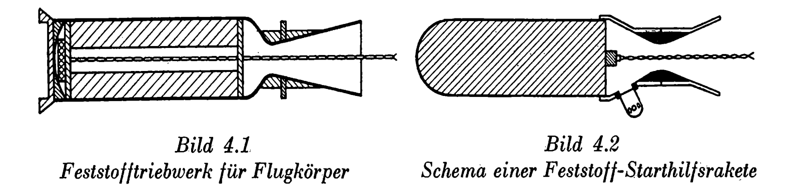


Bild 4.1
Feststofftriebwerk für Flugkörper

Bild 4.2
Schema einer Feststoff-Starthilfsrakete

Das Feststofftriebwerk hat etwa folgenden Aufbau: Hauptteil ist die Brennkammer, die zugleich den Treibstoff in Form eines einzigen oder mehrerer Treibsätze enthält. Die Brennkammer wird meist als zylindrisches Rohr mit sphärischen oder ellipsoidischen Endflächen ausgebildet. Bei einfachen Kampfraketen findet man häufig auch ebene Stirnflächen. Wenn die Treibladung aus mehreren Sätzen besteht, kann deren sichere Halterung durch federnde Widerlager im Kopfteil der Brennkammer und durch spezielle Gitterroste im Brennkammerboden erreicht werden. An den Brennkammerboden schließt sich der Düsenteil an, der fertigungstechnisch als selbständige Einheit ausgebildet wird.

Das Zündsystem kann sich entweder im Kammerkopf oder in der Nähe der Ausströmdüse befinden. Wenn es notwendig ist, das Triebwerk gegen Überdruckbildung in der Brennkammer zu sichern, wird meist in der Nähe der Ausströmdüse ein durch eine Sprengmembrane verschlossenes Sicherheitsventil angeordnet. Die Festigkeit der Membrane ist dabei so zu bemessen, daß bei Überschreiten der Sicherheitsgrenze der Weg für die Verbrennungsgase durch die Sicherheitsöffnung frei wird. Schließlich bleiben noch einige Vorrichtungen, die für den Ladevorgang, den Transport und die Anbringung des Triebwerks notwendig sind. Die Hilfsmittel zur unbeschädigten Rückführung des Gerätes zum Erdboden sollen hier nicht weiter betrachtet werden.

Die genannten Triebwerksteile ergeben zusammen die sogenannte *Triebwerksmasse*. Die Werkstoffe der Triebwerksteile sind in der Mehrzahl metallischer Natur. Da Feststofftriebwerke gewöhnlich ohne Kühlung betrieben werden, sind

die Anforderungen an Warmfestigkeit für die meisten der Bauteile außerordentlich groß. Daraus ergeben sich starke konstruktive Gegensätze zum Brennkammerbau von Flüssigkeitstriebwerken, die zumindest in ihren leistungsfähigeren Ausführungen auf ein zusätzliches Kühlverfahren für Brennkammer und Ausströmdüse nicht verzichten können. Insbesondere spielt für die Brennkammer das Problem der Warmfestigkeit zur Beherrschung der relativ hohen Verbrennungsdrücke eine bedeutende Rolle. In den meisten Fällen verwendet man daher nichtrostenden Stahl als Werkstoff, obwohl auch schon Leichtmetalle und leichtere Legierungen sowie einige Kunststoffe erfolgreich erprobt wurden.

Die Triebwerksmasse soll natürlich so niedrig wie irgend möglich sein, um zu günstigen Massenverhältnissen zu kommen. Für viele Zwecke ist es daher üblich, möglichst dünnwandige Brennkammern zu verwenden, wobei ein wesentlich kleinerer Sicherheitsfaktor in Kauf genommen werden muß. Für Sätze mit längeren Brennzeiten läßt sich die Verwendung relativ dickwandiger Zylinder nicht vermeiden, weil diese den Einflüssen der länger anhaltenden hohen Temperaturen sicher widerstehen sollen. In neuerer Zeit wurden bedeutsame Fortschritte in dieser Richtung bekannt. *J. W. Wiggins* wies auf einen Kunstgriff hin, der es ermöglicht, die „tote" Masse eines Feststofftriebwerks dadurch herabzusetzen, daß Brennkammern entwickelt werden, bei denen Brennkammerwand und Treibstoff eine feste Einheit bilden. Der Treibstoff füllt die Brennkammer dann vollständig als sogenannte *satte Ladung* aus. Lediglich ein in bestimmter Weise geformter zentraler Brennkanal zieht sich durch die Treibladung. Weil die Verbrennung dann von innen nach außen erfolgt, läßt sich die Brennkammerwand weitgehend und vor allem für längere Zeit vor der Einwirkung der hohen Verbrennungstemperatur schützen. Bei der Festigkeitsberechnung kann man dann die Kaltfestigkeit des Wandmaterials ansetzen, und so lassen sich bedeutend geringere Wanddicken als bisher erreichen. Bei einem solchen Triebwerk entfallen außerdem Halterungen, Roste, Isolierungen und ähnliche zusätzliche Einrichtungen. Auf diesem Weg war es möglich, hochleistungsfähige Triebwerkseinheiten auf Feststoffbasis zu entwickeln (Bild 4.3).

Leichtere Legierungen sind zwar im Brennkammerbau massenmäßig recht günstig, ihre Festigkeit nimmt aber rasch mit steigender Temperatur ab. Man hat daher die Auskleidung der Brennkammern mit verschiedenen feuerfesten Materialien erfolgreich erprobt. Die in Angriff genommenen Arbeiten an neuen Leichtmetallegierungen werden entscheidend zur weiteren Entwicklung der Raketentriebwerke beitragen. Von *J. W. Wiggins* wurden auch in dieser Richtung einige interessante Hinweise gegeben. So werden unter anderem eine Aluminiumlegierung XA-78 und eine Titanlegierung mit der Bezeichnung 6Al-4V in diesem Zusammenhang genannt. Für letztere wird bei einer Dichte von 4,43 eine Streckgrenze von 11000 kp/cm^2 angegeben.

Da der Düsenteil bei Feststofftriebwerken ebenso wie die Brennkammer nicht mit besonderer Kühlung ausgestattet wird, ergeben sich auch hier einige Werkstoffschwierigkeiten. Kommt es bei der Brennkammer besonders auf Warmfestigkeit an, so sollen die Ausströmdüsen hauptsächlich erosionsfest sein. Es sei nicht vergessen, daß die heißen Feuergase den Düsenhals mit Schallgeschwindigkeit durchströmen. Die Zerstörung des Düsenhalses durch Erosion hat ein Fortblasen der zerstörten Schichten zur Folge. Dieser Vorgang führt während der Brennperiode zu einem ständig wachsenden Düsenhalsdurchmesser. Im Endergebnis

würde sich also die Leistungscharakteristik des Triebwerks während des Betriebs unter Umständen erheblich ändern.

Um dieser Erscheinung entgegenzuwirken, wurden Düsen auf der Basis keramischer Werkstoffe entwickelt oder zumindest spezielle Einsätze für den Düsenhals (Graphit, Silizium-, Hafnium-, Wolframkarbid) verwendet. Für kurze Brenndauer hat sich auch ein Überzug aus Chrom für die Brennkammerinnenwände recht gut bewährt. Bei einigen Artillerieraketen läßt man die Brennkammer

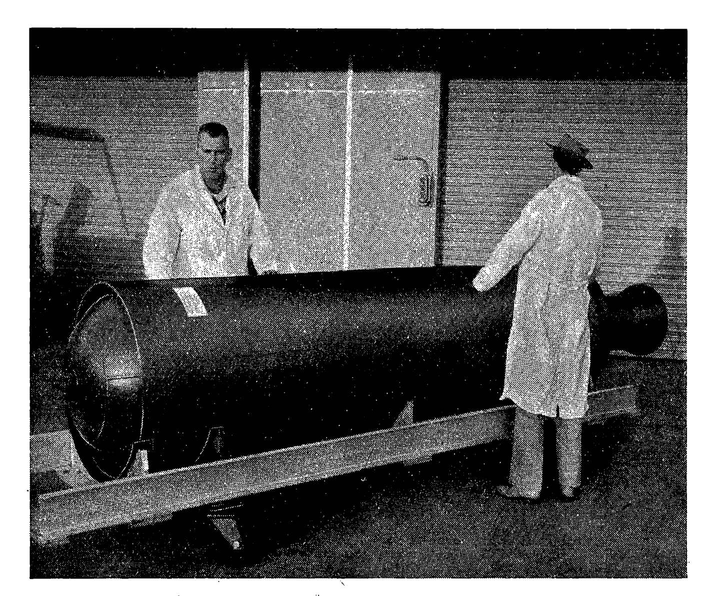


Bild 4.3 Feststofftriebwerk für eine große Feststoffrakete

in eine sogenannte *Düsenplatte* übergehen, in der sich mehrere parallelarbeitende Ausströmdüsen mit kleineren Querschnitten befinden.

Bei Triebwerkseinheiten mit bestimmten Sicherheitsforderungen müssen, wie schon erwähnt, besondere Sicherheitsventile gegen überhöhten Brennkammerdruck vorhanden sein. Dabei ist darauf zu achten, daß die eingebaute Sicherheitssprengmembrane hinreichend vor der Verbrennungstemperatur in der Brennkammer geschützt wird, weil sich die Bruchfestigkeit der Membrane stark mit der Temperatur ändert. Die Folge wäre dann eine Zerstörung der Membrane durch den Brennkammerdruck noch unterhalb des eigentlichen Sicherheitsdrucks und damit eine völlig ungenügende Ausnutzung der Triebwerksleistung. Es ist zweckmäßig, die Sicherheitsausströmöffnung mit einer durchlöcherten festen Kappe abzuschließen, die für eine Zerteilung des austretenden Gasstrahls nach allen Seiten sorgt und somit das Auftreten einer unerwünschten Schubwirkung unterbindet.

In diesem Zusammenhang sei noch eine Möglichkeit zur bedingten Beeinflussung der Schub-Zeit-Kurve eines Feststofftriebwerks erwähnt. Versieht man eine entsprechend ausgelegte Nebenöffnung der Brennkammer mit einer Sprengmembrane, die über eine steuerbare elektrische Zündvorrichtung durch eine kleine pyrotechnische Hilfsladung zu einem gewünschten Zeitpunkt zerstört werden kann, so läßt sich damit schlagartig der Brennkammerdruck und damit auch die Schubkraft des Triebwerks herabsetzen. Man kann diesen technischen Kunstgriff so weit ausbauen, daß der Schub ziemlich plötzlich auf Null fällt. Dazu ist es notwendig, die Nebenöffnung als echte Ausströmdüse auszubilden und ihre Ausströmrichtung entgegengesetzt zu der der Hauptdüse (Arbeitsdüse) verlaufen zu lassen. Allerdings sind derartige Eingriffe in die Funktion eines Feststofftriebwerks während der Brennperiode nur einmal möglich.

Bei der Herstellung von Feststofftriebwerken ist besonderes Augenmerk auf möglichst vollkommene Formgebung einzelner Triebwerksteile (Brennkammer) zu richten. Deformationen der äußeren Form würden sich sehr ungünstig auf die ballistischen Eigenschaften des Flugkörpers auswirken. Aus dem gleichen Grund muß die Hauptachse der Düse genau durch den Massenschwerpunkt des vollständigen Gerätes führen. Schon geringfügige Abweichungen können bei größeren Flugweiten recht erhebliche Trefferstreuungen ergeben, wenn es sich um Artillerieraketen handelt.

Wenn bei Flugkörpern mit Feststofftriebwerken eine besondere Lagestabilisierung in der Flugbahn erforderlich ist, dann werden sie entweder mit Stabilisierungsflossen versehen (Bild 4.4) oder drallstabilisiert. Der Drall wird mit besonderen Ausströmdüsen erzielt, durch die ein Teil der Feuergase in der Nähe des Brennkammerbodens seitlich aus der Brennkammer strömt, wodurch eine tangentiale Komponente erzeugt wird. Artillerieraketen geringer Reichweite auf Feststoffbasis erhalten ihre Richtung durch die zu ihrem Start notwendige Abfluglafette.

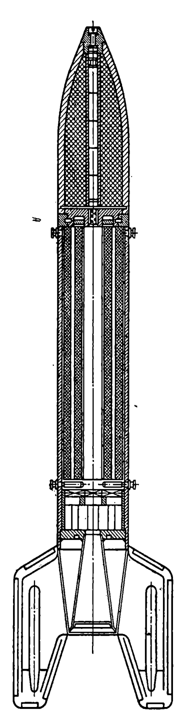


Bild 4.4
Feststoffrakete mit Stabilisierungsflossen

4.12 Flüssigkeits-Raketentriebwerke

Auch hier sollen nur allgemein interessierende konstruktive Fragen betrachtet werden. Zu einigen besonderen Problemen ist aus den nachfolgenden Abschnitten mehr zu entnehmen.

Der Typ eines Flüssigkeitstriebwerks und die Besonderheiten seiner Konstruktion werden in stärkerem Maß als bei Feststofftriebwerken von seinem Verwendungszweck bestimmt. Nach *G. B. Sinjarew* können etwa folgende Anwendungsbereiche für Flüssigkeitstriebwerke unterschieden werden:

1. Triebwerke für Satellitenraketen und andere astronautische Flugkörper,
2. Triebwerke für ballistische Fernraketen,

3. Triebwerke für gelenkte und ungelenkte Luftabwehrraketen,
4. Starthilfsraketen für Luftfahrtzwecke,
5. Triebwerke für reine Raketenflugzeuge oder Flugzeuge mit Mischantrieb (Luftstrahltriebwerk und Raketentriebwerk).

Triebwerke von Satellitenraketen und zukünftigen astronautischen Flugkörpern sollen möglichst großen Schub, in der Größenordnung von mehreren hundert Megapond, liefern. Sie sollen hohe spezifische Schübe (über 300 kps/kg) und möglichst niedrige Triebwerksmassen aufweisen. Als Vorstufe und Prototyp derartiger Aggregate können die Triebwerke moderner ballistischer Fernraketen angesehen werden. Sie liefern Arbeitsschübe von einigen zehn Megapond bis zu über hundert Megapond und weisen spezifische Schübe bis zu 240 kps/kg auf. Das Anwachsen der Flugweite erfordert zwangsläufig große Massenverhältnisse, also geringe Leermasse, für Fernraketen. Aus diesem Grunde werden in ihnen die Treibstoffkomponenten mit Pumpen gefördert, da Druckgasförderung zu sehr großen Treibstoffbehältermassen führt.

Da die Entwicklung von Flüssigkeitstriebwerken gegenwärtig vorwiegend mit der Entwicklung neuer Typen von Raketenwaffen parallel läuft, sind für die Triebwerke der neuesten Fernraketen kaum genaue Daten zu erhalten. Trotzdem kann man aus gelegentlich veröffentlichten Mitteilungen, zum Beispiel über die Einrichtung neuer Versuchsplätze, entnehmen, daß zur Zeit an der Entwicklung von Triebwerken mit weit über 500 Mp Schub gearbeitet wird. Die Sowjetunion verfügt zweifellos schon über serienreife Triebwerke mit mehr als 100 Mp Schub, wie die erfolgreichen Starts interkontinentaler ballistischer Raketen und Satellitenraketen erwiesen haben dürften. Es ist außerdem anzunehmen, daß durch die Verbindung mehrerer Triebwerkseinheiten derartiger Leistungen zu sogenannten Triebwerksbatterien in absehbarer Zeit Antriebskräfte in der Größenordnung von 1000 Mp Schub verfügbar sein werden.

In der Kategorie der gelenkten Luftabwehrraketen verwendet man meist Triebwerke mit 2 bis 10 Mp Schub und Brennzeiten bis zu 60 s (Bild 4.5). Hier erfolgt die Förderung des Treibstoffs gewöhnlich durch Verdrängersysteme in den Behältern unter Verwendung von Druckgas, das nach verschiedenen Verfahren erzeugt werden kann. Die gleiche Förderart findet man auch bei den ungelenkten Flabraketen, deren Schub gewöhnlich zwischen 1 und 3 Mp liegt und die eine Brennzeit von 10 bis 20 s haben. Da ungelenkte Flabraketen nur im massierten Einsatz erfolgversprechend sind, müssen sie leicht und möglichst billig herstellbar sein. Sie müssen unter Umständen für längere Zeit getankt gelagert werden können. Daraus ergeben sich bestimmte Forderungen an die Wahl der Treibstoffkomponenten und auch der Werkstoffe. Wartung und Lagerung der Raketen dürfen nicht kompliziert sein.

Flüssigkeitstriebwerke für Flugzeuge haben eine relativ komplizierte Konstruktion. Aus naheliegenden Gründen muß bei ihnen eine Regelung des Schubes möglich sein. In gewisser Abhängigkeit von den gewählten Treibstoffen ergeben sich dafür verschiedene Wege. Ein sehr häufig angewandtes Verfahren besteht in der stufenweisen Regelung des Schubes durch Einsatz mehrerer Brennkammern mit Vollastbetrieb. Verfügt das Triebwerk beispielsweise über drei Brennkammern mit je 1500 kp Schub, so lassen sich drei Antriebsstufen (1500, 3000 und 4500 kp Schub) einschalten. Eine stufenlose Schubregelung stößt bei Raketentriebwerken auf große Schwierigkeiten, und zwar nicht so sehr wegen der technischen

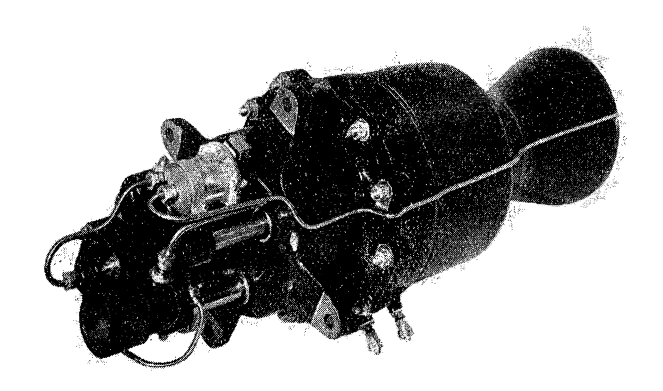


Bild 4.5 Flüssigkeitstriebwerk NER 17 (Napier)

Details als vielmehr wegen der engen Verknüpfung zwischen Leistungscharakteristik, konstruktiver Auslegung und ökonomischem Betrieb. Eingehende Betrachtungen zeigen nämlich, daß im sogenannten Teillastgebiet der Treibstoffverbrauch sehr ungünstig wird. Nur mit Hilfe zusätzlicher konstruktiver Maßnahmen läßt sich dem in gewissem Umfang begegnen.

Die Triebwerke von Raketenflugzeugen weisen meist Turbopumpenförderung für die Treibstoffe auf und verfügen über spezielle Zündsysteme zum mehrfachen Anlassen des Triebwerks. Für den Fall, daß das Raketentriebwerk nur als zusätzliche Antriebsquelle im Mischantrieb von Strahlflugzeugen eingesetzt wird, erfolgt die Treibstofförderung ebenfalls durch Pumpen, die dann aber vom Haupttriebwerk (Turbinenluftstrahltriebwerk) angetrieben werden.

Die speziellen Methoden der Brennkammerkühlung und die Verfahren zur Treibstofförderung werden in den nächsten Abschnitten gesondert behandelt. Zunächst dürften noch einige Bemerkungen zur Formgebung von Brennkammern für flüssige Treibstoffe von Interesse sein.

Die Hauptaufgabe einer Raketenbrennkammer ist die Bereitstellung eines abgeschlossenen, genügend großen Raums für den Ablauf der chemischen Reaktionen. Da die Wärmezufuhr in einem ruhenden Gas

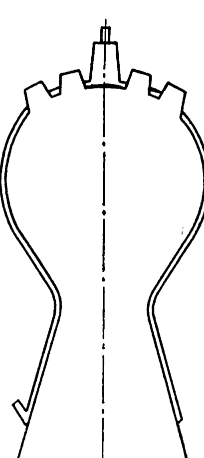


Bild 4.6 Schema einer kugelförmigen Brennkammer

erfolgt, scheint die sphärische Form für den Verbrennungsraum die zweckmäßigste zu sein. In der Tat wurden in der Vergangenheit verschiedene kugelförmige Brennkammern entwickelt. Die Brennkammer des Triebwerks des A4 läßt sehr deutlich diese Gestalt erkennen (Bild 4.6), wenn auch hier keine reine Kugelform vorliegt. Fertigungstechnisch werfen sphärische und ähnliche Brennkammerformen jedoch recht große Probleme auf. Unter der Voraussetzung, daß leistungsfähige Triebwerke für Brennzeiten von mehr als einer Minute ausgelegt werden müssen, muß für eine hinreichende Flüssigkeitskühlung der Brennkammerwände Sorge getragen werden. Die Fertigung der für diesen Zweck doppelwandigen Brennkammern in Kugelform ist recht schwierig.

Auf der Suche nach anderen, fertigungstechnisch zweckmäßigeren Formen wurden von *H. v. Zborowski* und Mitarbeitern zylindrische Brennkammern vorgeschlagen, theoretisch untersucht und mit ausgezeichneten Erfolgen praktisch erprobt (Bild 4.7). *H. v. Zborowski* weist darauf hin, daß sich mit zylindrischen Brennkammern die gleichen spezifischen Impulse erzielen lassen wie mit den „klassischen" Bauformen, wenn die Förderdrücke um rund 25 % höher als bei den zuletzt genannten ausgelegt werden.

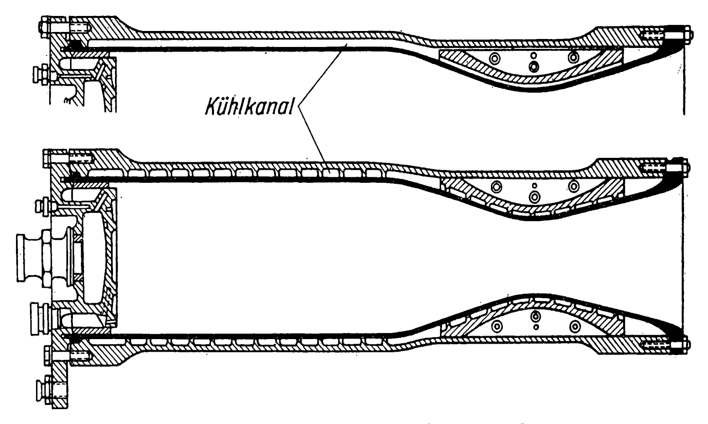


Bild 4.7 Schema einer zylindrischen Brennkammer

Wie schon früher gezeigt wurde, spielt das für vollständigen Reaktionsablauf erforderliche Brennkammervolumen eine entscheidende Rolle, als dessen konstruktiver Parameter die charakteristische Brennkammerlänge genannt wurde (s. Abschn. 3.32). Dieser von *E. Sänger* schon in den dreißiger Jahren definierte und in die Raketentechnik eingeführte Begriff gilt auch bei zylindrischen Brennkammern. Frühere Mißerfolge in der Praxis mit ähnlichen Brennkammern konnten von *H. v. Zborowski* und seinen Mitarbeitern als Folgen zum Teil erheblicher Unterdimensionierung der Brennkammer nachgewiesen werden.

Abschließend seien noch kurz einige Vorteile der zylindrischen Bauform nach *H. v. Zborowski* zusammengestellt: vereinfachte und verbilligte Fertigungstechnik, leichte Einbaumöglichkeit, gegebenenfalls geringer aerodynamischer

Widerstand, geringere Brennkammermasse bei höheren Brennkammerdrücken, bei Horizontalbetrieb verringerte Bildungsmöglichkeit für Treibstoffsümpfe in der Kammer und verhältnismäßig weiches Anlassen. Wie leicht einzusehen ist, spielt der Nachteil der um 25 % höheren Förderdrücke zwar bei Triebwerken mit Druckgasförderung unter Umständen eine recht unangenehme Rolle, für Triebwerke mit Pumpenförderung ist der Einfluß jedoch nicht so erheblich.

Der Vorzug sphärischer Brennkammern liegt darin, daß sie bei gleichem Volumen, verglichen mit Kammern jeder beliebigen anderen Form, die kleinsten feuerberührten Oberflächen haben und darum nur wenig Wärme an das betreffende Kühlsystem abgeben. Sie haben auch günstige Festigkeitseigenschaften, und bei gleicher Festigkeit beträgt die Wanddicke einer sphärischen Brennkammer die Hälfte derjenigen einer zylindrischen. Es ist daher zu empfehlen, in allen Fällen, in denen Triebwerke besonders großer Abmessungen und mit relativ hohen Brennkammerdrücken ausgelegt werden, zugunsten der Festigkeitsfrage und nicht nach technologischen und betriebstechnischen Gründen zu entscheiden und der sphärischen Form den Vorzug zu geben.

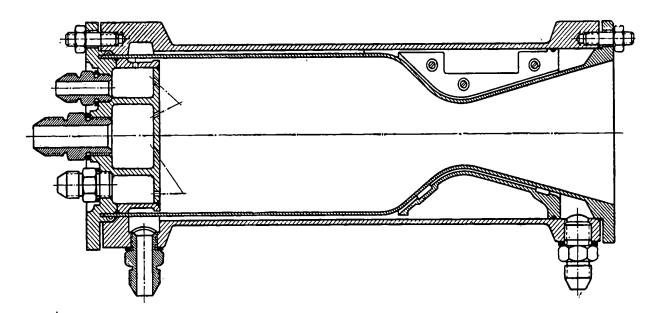


Bild 4.8 Ebener Kammerkopf an zylindrischer Brennkammer

In Abschn. 3.31 wurden einige grundlegende Fragen zur Ausführungsform von Einspritzorganen erwähnt. Konstruktion und Anordnung dieser wichtigen Triebwerksbauelemente stehen in engem Zusammenhang mit der gewählten Brennkammerform.

Als Träger der Einspritzorgane fungiert der sogenannte *Brennkammerkopf*, der bei zylindrisch und ähnlich geformten Brennkammern meist als selbständiger Teil gefertigt wird. Die ebene Form des Kopfes läßt bei kleineren Triebwerken verhältnismäßig bequem die Anordnung der Zerstäuber zu (Bild 4.8). Bei zylindrischen Brennkammern kann auf diese Weise eine gute und gleichmäßige Verteilung des Treibstoffs über den Kammerquerschnitt erzielt werden. Ein gleicher flacher Brennkammerkopf in Verbindung mit einer mehr birnenförmigen Brennkammer (Bild 4.9) ergibt dagegen ungünstigere Verhältnisse für die Verteilung des Gemisches. Die Randgebiete des ausgebauchten Teils der Kammer werden nämlich für die Verbrennung nur noch unbefriedigend genutzt.

Weil Zentrifugal- oder Drallzerstäuber relativ viel Platz benötigen, verwendet man bei derartigen Brennkammerköpfen (Bild 4.10) meist die weniger günstigen

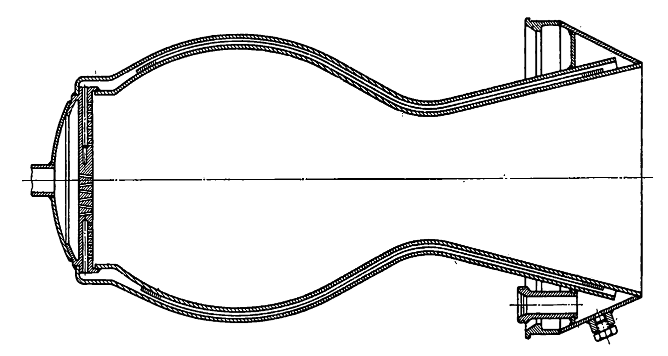


Bild 4.9 Ebener Kammerkopf an birnenförmiger Brennkammer

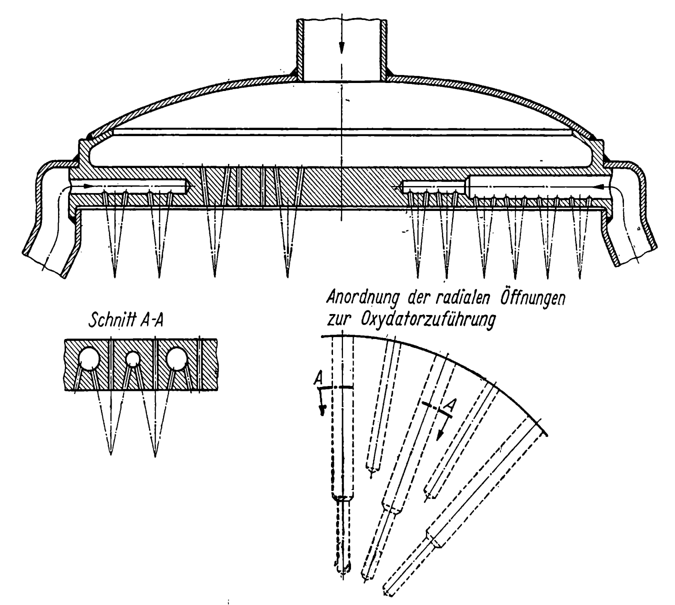


Bild 4.10 Treibstofführung im ebenen Kammerkopf

Strahlzerstäuber. Prinzipiell könnten natürlich auch Zentrifugalzerstäuber eingesetzt werden. Da sie eine sehr gute Strahlauflösung ergeben, können ihre Achsen parallel zur Kammerachse angeordnet werden. Die sehr komplizierte Fertigung einer Kopfplatte mit schrägen Bohrungen für die Strahlzerstäuber kann dadurch umgangen werden. Die schräge Anordnung der Strahlzerstäuber-

kanäle wird bekanntlich notwendig, um durch Zusammenstoß mehrerer Einspritzstrahlen eine gute Strahlauflösung zu erhalten.

Der in Bild 4.10 dargestellte Brennkammerkopf weist auf die fertigungstechnischen Schwierigkeiten für derartige Konstruktionen hin. Es waren in diesem Fall 432 Brennstoffzerstäuber von 1,5 mm Durchmesser und 324 Oxydatorzerstäuber von 2,6 mm Durchmesser auf der ebenen Kopfplatte unterzubringen. Die schräge Führung der Zerstäuberkanäle ist in den Schnitten gut zu erkennen. Der Brennstoff wird aus dem oberen Raum des Kopfes zugeführt, während für die Oxydatorzuführung lange radiale Hauptkanäle gebohrt werden mußten, die sich natürlich nicht mit den Brennstoffkanälen überschneiden durften. Die Herstellung dieses im deutschen „Wasserfall"-Projekt verwendeten Brennkammerkopfes war also außerordentlich kompliziert.

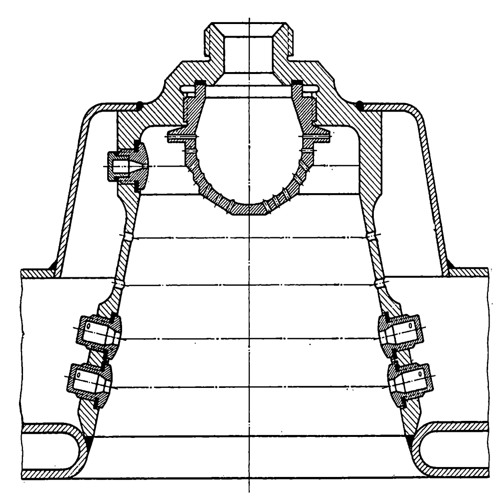


Bild 4.11 Einspritzkopf

In einer sphärisch oder ähnlich geformten Brennkammer ist es im Hinblick auf die Montage recht schwer, die Zerstäuber unmittelbar auf der Brennkammerwandung anzubringen. Die Schwierigkeiten steigen mit wachsender Anzahl kleiner Zerstäuber. Aus diesem Grund entwickelte man für Triebwerke mit sphärischen Brennkammern sogenannte *Einspritzköpfe.* Bild 4.11 zeigt den Schnitt durch einen der Einspritzköpfe des A4-Triebwerks. In jedem Einspritzkopf wurde der flüssige Sauerstoff durch einen mit vielen Strahlzerstäubern versehenen Zerstäuberkopf eingespritzt. Der Brennstoff (Alkohol) wurde durch Zerstäuber zugeführt, die auf der konischen Seitenfläche des Einspritzkopfes lagen.

Um die Gemischbildung zu verbessern, wurde in diesem Einspritzkopf bei den Brennstoffzerstäubern eine Kombination von Strahl- und Drallzerstäubern angewendet. Im oberen Gürtel befanden sich zunächst Drallzerstäuber, deren breite

Brennstoffackeln es ermöglichten, die Einspritzkopfwände vor der direkten Berührung mit sauerstoffreichen Gemischteilen zu schützen. Im sauerstoffreichen Gemischbereich war nämlich die Verbrennungstemperatur sehr hoch. Die beiden folgenden Gürtel bestanden aus Strahlzerstäubern, die infolge der großen Reichweite ihrer Fackeln den Brennstoff in die zentralen Gebiete des Einspritzkopfes beförderten. In den beiden unteren Gürteln waren dann wieder Drallzerstäuber untergebracht. Diese Maßnahmen trugen zwar wesentlich zur Verbesserung der Gemischbildung bei, im ganzen gesehen blieb sie jedoch recht ungünstig und schlechter als in zylindrischen Brennkammern mit flachem Brennkammerkopf.

Eine außerordentlich wichtige Rolle spielen in Flüssigkeitstriebwerken die für verschiedene Aufgaben im Gesamtsystem notwendigen Ventile. Es ist jedoch auf knappem Raum unmöglich, die große Vielfalt der Aufgabenstellungen und der konstruktiven Möglichkeiten darzustellen. Dies dürfte sich in gewisser Hinsicht auch erübrigen, weil in der praktischen Raketentechnik weitgehendst von den breiten Erfahrungen der allgemeinen Entwicklung von Ventilsystemen Gebrauch gemacht wird. Es sei lediglich auf einige besondere Punkte hingewiesen.

Ventileinheiten in Raketentriebwerken müssen auch unter sehr erschwerten Arbeitsbedingungen unbedingt betriebssicher sein. Scheinbar unbedeutende Materialfehler oder geringfügige Funktionsverzögerungen wirken sich störend auf den Arbeitsablauf des ganzen Triebwerkssystems aus und können unter Umständen zu katastrophalen Folgen führen. Es sei daran erinnert, daß die Treibstoffe oft unter recht hohen Arbeitsdrücken gefördert werden und außerdem manche Treibstoffkomponenten sehr aggressive physikalische und chemische Eigenschaften aufweisen. Beispielsweise bereitet flüssiger Sauerstoff mit seiner niedrigen Verdampfungstemperatur von —183°C zahlreiche konstruktive Probleme für Leitungen, Pumpen und Ventile. Manche der ersten Startversuche mit der amerikanischen Viking-Rakete scheiterten am Versagen der Sauerstoffventile. Ähnliche Erfahrungen wurden auch mit dem A4 gemacht, und nicht zuletzt sind einige der Unfälle mit dem amerikanischen Raketen-Forschungsflugzeug Bell X-1 auf diesen Umstand zurückzuführen.

Zur Betätigung der Ventile für große Durchflußmengen unter hohen Betriebsdrücken sind vielfach recht große Kräfte notwendig. Eine Lösung dieses Problems bieten hydraulische und pneumatische Hilfseinrichtungen, die im Bedarfsfall elektrisch geregelt werden können. Wollte man ein derartiges einfaches, pneumatisch betätigtes Ventil für die Regelung des Treibstoffdurchflusses in der Startphase direkt betätigen, so wäre ein beträchtlicher mechanischer Aufwand erforderlich.

Einen sehr einfachen und leichten Typ der in der Praxis verwendeten Ventile haben wir schon im Zusammenhang mit den Feststofftriebwerken kennengelernt, die sogenannten *Sprengmembranventile*. Ihr Kernstück sind einfache, kreisrunde Scheiben aus einem Werkstoff, der chemisch beständig gegen die abgesperrte Substanz sein muß und so dick ist, daß er erst unter Einwirkung eines vorher festgelegten, einseitigen Drucks zerstört wird. Der zur Zerstörung der Membrane führende Druckanstieg kann auf verschiedene Weise erzeugt werden, beispielsweise durch den Abbrand einer pyrotechnischen Hilfsladung. Der wesentliche Nachteil dieser Ventilart liegt in der nur einmaligen Verwendungsmöglichkeit. Bei Verlustgeräten spielt das allerdings keine Rolle, und so findet man diesen

Ventiltyp hauptsächlich in unbemannten militärischen Raketenflugkörpern und auch in kleineren Forschungsraketen.

In die Betrachtungen zu einzelnen Triebwerksbauelementen sollen auch die Treibstoffbehälter mit einbezogen werden, obwohl sie eigentlich nur im weiteren Sinn zum Triebwerkssystem gerechnet werden können. Man behandelt sie daher meist unter der Rubrik Antriebszubehör.

Vom Standpunkt der Festigkeit und Gewichtsersparnis wäre die Kugelform für Treibstoffbehälter vorteilhaft. Bei der Formgebung des Flugkörpers spielen aber in erster Linie aerodynamische Erwägungen eine Rolle. Der unter diesen Bedingungen für die Unterbringung von Treibstoffen zur Verfügung stehende Raum kann darum recht vielgestaltig sein. Kugelförmige Tanks würden diesen Raum nur sehr schlecht ausnutzen. Man paßt daher die Tanks in erster Linie der Form des Flugkörpers an und muß dann bezüglich anderer Forderungen mit Kompromißlösungen einverstanden sein. So findet man bei Raketenflugzeugen Flächentanks und bei Höhenraketen zylindrische Treibstoffbehälter, die manchmal sogar einen Teil des Baugerüstes ersetzen können.

Generell lassen sich die Treibstoffbehälter in zwei Gruppen einteilen. Zur ersten zählen Tanks für Triebwerke mit Druckgasförderung. Diese Hochdrucktanks sind wegen der in ihnen wirksamen Gasdrücke von 30 bis 60 at aus sehr festem Material, dickwandig und darum in großen Abmessungen sehr schwer. Sie werden nur bei Flüssigkeitstriebwerken niederer Leistung verwendet. Die zweite Gruppe umfaßt die Niederdrucktanks für Triebwerke mit Pumpenfördersystemen. In ihnen ist entweder der Gasdruck praktisch gleich Null, oder man erhält aus fördertechnischen Gründen einen Druck von maximal 1 bis 3 at im Tank aufrecht. Die Treibstoffbehälter der zweiten Gruppe können darum unter Verwendung sehr leichten Materials (Aluminium) relativ dünnwandig ausgeführt werden. Bei diesen Leichtbautanks soll die Festigkeit ausreichend sein, um den während des freien Aufstiegs wirkenden Beschleunigungskräften standhalten zu können. Trotz der genannten Schwierigkeiten hat man schon so dünnwandige Leichtbautanks entwickelt, daß zu deren Stabilisierung im leeren Zustand ein schwacher innerer Überdruck erforderlich ist. Die Handhabung und Montage dieser speziellen Treibstoffbehälter ist natürlich mit großen Schwierigkeiten verknüpft.

4.2 Werkstoffe für Raketentriebwerke

4.21 Allgemeine Forderungen an die Werkstoffe

Wenn an dieser Stelle einige Bemerkungen zu den Werkstoffen für Raketentriebwerke gemacht werden sollen, so ist zunächst vorauszuschicken, daß auch darin keinerlei Vollständigkeit angestrebt werden konnte. Ausführlichere Informationen geben die im Literaturverzeichnis aufgeführten Originalarbeiten. Für die hier vorliegenden Zwecke dürfte außerdem eine Beschränkung auf Werkstoffe für besonders temperaturbelastete Teile der Triebwerke, wie Brennkammern und Ausströmdüsen, sinnvoll sein.

Die beherrschende Stellung innerhalb der Reihe der für raketentechnische Zwecke brauchbaren Werkstoffe nehmen die Metalle ein. Neben dem Vorzug leichter Bearbeitbarkeit haben noch eine Reihe anderer Eigenschaften den Metallen diese Vorzugsstellung verschafft. Es seien die hohe mechanische

Festigkeit, die gute thermische Leitfähigkeit sowie die elastischen Eigenschaften erwähnt. Recht nachteilig sind die meisten Gebrauchsmetalle allerdings wegen ihrer geringen Beständigkeit gegen die Angriffe der heißen, schnellströmenden und oftmals auch korrodierend wirkenden Verbrennungsgase.

Der Anstieg des thermischen Wirkungsgrades eines Verbrennungstriebwerks mit steigender Arbeitstemperatur erfordert in zunehmendem Maß die Beherrschung möglichst hoher Verbrennungstemperaturen. Die Werkstoffe für den Triebwerksbau sollen daher hohe Temperaturbeständigkeit haben. Der üblichen Terminologie folgend, müssen für temperaturbeständige Werkstoffe zwei Forderungen aufgestellt werden: erstens nach ausreichender mechanischer Festigkeit bei höheren Temperaturen, *Warmfestigkeit* genannt, und zweitens nach Beständigkeit gegen korrodierende und erosive Einflüsse, als *Zunderbeständigkeit* bezeichnet. Die im folgenden zu diesen Forderungen gegebenen Hinweise gehen im wesentlichen auf Arbeiten von *E. Fitzer* sowie *R. Kieffer* und *F. Benesovski* zurück.

Die Warmfestigkeit des Brennkammerwerkstoffs spielt bei Feststoffraketen eine bedeutende Rolle, treten doch in ihnen neben den hohen Verbrennungstemperaturen (über 2500° K) bekanntlich auch Arbeitsdrücke von über 100 at auf. Metalle weisen zwar bei normalen und leicht erhöhten Temperaturen sehr günstige Zugfestigkeiten auf, über 500° C sinken diese jedoch auch bei Sonderlegierungen sehr rasch. Die ungekühlten metallischen Brennkammerwände der Feststofftriebwerke können also, wie es auch allgemein üblich ist, nur kurzzeitig belastet werden, es sei denn, man greift zu Verfahren, wie sie schon in Abschn. 4.11 dargestellt wurden. Bei normalen Feststofftriebwerken muß also der Arbeitsprozeß abgeschlossen sein, ehe die Festigkeit des Brennkammerwerkstoffs durch die Wärmeaufnahme gefährdet wird.

Bei den erheblich länger belasteten Brennkammern von Flüssigkeitstriebwerken kann man aus Festigkeitsgründen zwar nicht auf die Fertigung aus metallischen Werkstoffen verzichten, muß dann aber auf jeden Fall für zusätzliche Kühlung der Kammer- und Düsenwandungen sorgen. Die Wärmeleitfähigkeit des Wandmaterials soll möglichst groß sein, um die anfallenden Wärmemengen schnell an das Kühlmittel abführen zu können. Trotzdem bleibt die Forderung nach großer Dauerstandfestigkeit bestehen.

Auskleidungen und Überzüge von metallischen Brennkammer- und Düsenwandungen mit speziellen Hochtemperaturwerkstoffen sollen in der Hauptsache die Zunderbeständigkeit der gefährdetsten Wandstellen (Düsenhals) erhöhen. Verschiedene dieser modernen Hochtemperaturwerkstoffe haben zwar auch bessere Warmfestigkeiten als die Sonderstähle, doch ist ihre Verwendung für vollständige Brennkammerkonstruktionen noch nicht bekannt geworden. Fertigungstechnische Schwierigkeiten wegen großer Sprödigkeit des Materials sind dabei von Einfluß.

Der Verzunderungsvorgang beruht im wesentlichen darauf, daß sich alle Metalle, mit Ausnahme der Edelmetalle, mit Sauerstoff zu Metalloxyden verbinden. Im heißen Feuergas des Antriebsstrahls sind aber fast immer leicht reagierende Sauerstoffanteile vorhanden. Es können zwar noch andere chemische Bestandteile (Chlorverbindungen, Schwefel) des Abgasstrahls angreifend wirken, die Hauptwirkung geht aber vom Sauerstoff aus. Die Bildung einer Zunderschicht kann also kaum vermieden werden; sie darf allerdings eine gewisse

Dicke nicht überschreiten, muß festhaftend und weitgehend gasdicht sein. Bei den technisch verwendeten zunderbeständigen Legierungen bildet sich eine gasundurchlässige Oxydschicht aus, meist in Form von Cr_2O_3.

Als besonders beständig gegen oxydierende Wirkungen müssen dann natürlich die Werkstoffe auf Metalloxydbasis selbst angesehen werden. Diese keramischen Stoffe sind bis zu den durch ihre Schmelzpunkte begrenzten Arbeitstemperaturen beständig. Eine Übersicht über feuerfeste Oxyde mit ihren Schmelzpunkten gibt Tafel 4.1. Bemerkenswerterweise ist auch die Warmfestigkeit der meisten Oxyde größer als die der Sonderlegierungen. Leider sind erstere aber sehr spröde und empfindlich gegen Temperaturwechsel, so daß sie bislang nur in Form von Überzügen verwendet wurden. Die neuerdings stark entwickelte Sintertechnik scheint aber bedeutsame Aussichten auch in der Fertigung ganzer Metallkeramikteile zu eröffnen.

Tafel 4.1 Schmelzpunkte feuerfester Oxyde
(nach *E. Fitzer*)

Oxyd	Formel	Schmelzpunkt [°C]
Thoriumoxyd	ThO_2	3050
Zirkonoxyd	ZrO_2	2700
Magnesiumoxyd	MgO	2642
Zeroxyd	CeO_2	2600
Kalziumoxyd	CaO	2570
Berylliumoxyd	BeO	2530
Aluminiumoxyd	Al_2O_3	2046
Chromoxyd	Cr_2O_3	1990
Titanoxyd	TiO_2	1775
Siliziumoxyd	SiO_2	1700

4.22 Stähle und Sonderlegierungen

Abgesehen davon, daß für viele der heute noch in Raketentriebwerken ablaufenden Verbrennungsreaktionen bei guter Flüssigkeitskühlung Brennkammerwerkstoffe mit geringeren Warmfestigkeiten, aber guten Wärmeleitfähigkeiten, wie Kupfer und Aluminium, verwendet werden, ist auch hier Stahl in seinen mannigfaltigen Legierungen der wohl am meisten verwendete Werkstoff. Hochschmelzende Metalle, wie Molybdän, Tantal, Wolfram, lassen sich als Hochtemperaturwerkstoffe wegen ihrer ungenügenden Zunderbeständigkeit bei hohen Temperaturen nicht verwenden. Zunderbeständige Schutzüberzüge aus hochschmelzenden Metallen können allerdings eine gewisse Verbesserung bringen.

Bei den einfachen Eisen-Kohlenstoff-Legierungen können Temperaturen über 400°C ohne erhebliche Einbuße an Festigkeit nicht angewandt werden. Durch Zusätze von Chrom, Molybdän, Vanadium, Titan, die als Karbidbildner wirken, lassen sich brauchbare Warmfestigkeiten bis etwa 600°C erzielen. Eine Steigerung der Zunderbeständigkeit bis in den Bereich um etwa 1100°C ist ausschließlich nur noch mit hochlegierten Chromstählen oder Chrom-Nickel-Legierungen zu erreichen. Der Chromgehalt beläuft sich dabei auf etwa 20 %. Unangenehm ist,

Tafel 4.2 Zusammensetzung bekannter Superlegierungen
(nach *H. R. Clauser*)

Legierung	Angenommene Zusammensetzung [%]											
	Cr	Ni	Mo	Co	Fe	Nb	Ti	W	Mn	Si	C	Andere
16-25-6 (Timken)	16	25	6	—	Rest	—	—	—	1,0	0,5	0,12	0,2 N
Gamma Columbium	15	25	4	—	Rest	2	—	—	1,0	1,0	0,4	
Discaloy	13,5	26	3	13	54	—	1,5	—	0,8	0,5	0,03	0,2 Al
ATV-3	15	20	4	—	53	4	—	4	0,7	0,9	0,5	
Refractaloy 70	20	20	8	30	15	—	—	4	2	0,2	0,05	
Refractaloy 26	18	38	3	20	16	—	3	—	0,8	1,0	0,03	0,2 Al
S 816	20	20	4	45	3	4	—	4	1,5	0,6	0,4	
S B 16	19	20	4	41	3	4	—	4	1,5	0,6	0,4	
NR 90	25	19	4,6	44	0,5	—	—	5,3	0,7	1,0	0,5	
X-50	25	10	—	55	0,6	—	—	7	0,6	0,7	0,5	
Inconel	15	76	—	—	8	—	—	—	0,25	0,25	0,1	
Inconel X	16	72	—	—	7	0,7	2,4	—	0,7	0,4	0,08	0,7 Al
Inconel W	14	75	—	—	6	—	2,5	—	—	—	0,05	0,6 Al
Waspalloy	19	Rest	3	14	1	—	2,4	—	0,9	0,6	0,08	1 ··· 3 Al
Nimonic 80	21	Rest	—	—	1	—	2,3	—	0,5	0,5	0,04	1,2 Al
Nimonic 75	19	Rest	—	—	bis 5	—	0,4	—	1,0	1,0	0,11	

daß die Warmfestigkeit dieser relativ zunderfesten Legierungen nicht mit der Zunderbeständigkeit Schritt hält; sie begrenzt die Anwendung dieser Werkstoffe auf maximal 950°C.

Die Arbeiten zur Verbesserung der Warmfestigkeit oxydationsbeständiger Chromlegierungen führten schließlich zu den sogenannten *Superlegierungen*. Diese Verbesserungen konnten durch Karbidhärtung und Ausscheidungshärtung erzielt werden. Legierungen mit großem Kobaltgehalt sind besonders günstig. Der Bereich der Arbeitstemperatur konnte für diese Speziallegierungen in seiner oberen Grenze bis auf etwa 1000°C ausgedehnt werden. Die Zusammensetzungen einiger Vertreter dieser Werkstoffgruppe sind in Tafel 4.2 angegeben.

Die Herstellung der Superlegierungen ist nicht ganz einfach. Von großem Einfluß auf die optimale Dauerstandfestigkeit sind vor allem genaueste Abstimmung der Legierungsanteile und Präzision beim Härten. Weitere Schwierigkeiten ergeben sich in der Verarbeitung, denn je warmfester eine Legierung ist, um so schlechter läßt sie sich bearbeiten. Die Legierungen mit hohem Kobaltgehalt erfordern sogar Formgebungsmethoden, die sonst allgemein nicht mehr üblich sind. Diese Technik des Präzisionsgusses oder, wie sie noch genannt wird, Guß in verlorene Formen läßt auch die Herstellung kompliziert geformter Teile ohne zeitraubende Nachbehandlung schnell und relativ billig zu.

Wie *E. Fitzner* jedoch bemerkt, wird durch die Maßnahmen zugunsten einer Steigerung der Warmfestigkeit von Superlegierungen deren chemische Beständigkeit erheblich verschlechtert. Als Ursache werden die sogenannten Fremdoxydbildungen von Vanadium, Wolfram und Molybdän angesehen, die einen beschleunigten Zerfall der schützenden Cr_2O_3-Schicht bewirken. Als verbesserte Zunderschutzschichten gibt *E. Fitzer* Al_2O_3 und SiO_2 an, zusammen mit Hinweisen, wie diese auf hochlegierte Stähle äußerst versprödend wirkenden Verbindungen befriedigend als Oberflächenschutz auf Chromstahl aufgebracht werden können. Die Annäherung an die Schmelzpunkte von Eisen, Nickel und Kobalt dürfte eine wesentliche Steigerung der Warmfestigkeit entsprechender Legierungen kaum mehr erwarten lassen.

4.23 Keramische Schutzschichten und Sinterwerkstoffe

Wie schon früher erwähnt, können zunderfeste Schutzschichten auf hochschmelzenden Metallen als außerordentlich aussichtsreiche Kombinationen zur Entwicklung hochtemperaturbeständiger Werkstoffe angesehen werden. Doch wird mit einer Verwendung der höchstschmelzenden Metalle Molybdän, Tantal und Wolfram (Tafel 4.3) als Trägermetall bei umfangreicheren Werkstücken nicht zu rechnen sein, weil unter anderem ihre Dichten für raketentechnische Zwecke viel zu groß sind. Molybdän zeigt zwar auch bei Temperaturen über 1000°C gute Festigkeitseigenschaften, ist aber schon ab 600°C ungewöhnlich stark oxydationsgefährdet. Noch ungünstiger liegen die Verhältnisse für den Stoff mit dem höchsten Schmelzpunkt, den elementaren Kohlenstoff in Form von Graphit. Sein Schmelzpunkt von 3900°C ist zwar sehr vielversprechend und könnte Graphit zu einem großartigen Brennkammerwerkstoff machen, wenn dem nicht die heftige Oxydationstendenz des Kohlenstoffs bei hohen Temperaturen gegenüberstehen würde, abgesehen davon, daß auch die Festigkeitseigenschaften des reinen Graphits nicht sehr gut sind. Es sind bisher auch keine Hinweise bekannt geworden, ob Graphit-Zunderschutzschichten verwendet werden können.

Tafel 4.3 Eigenschaften einiger höchstschmelzender Elemente

Element	Dichte	Wärmeleitzahl [cal/cm s grd]	Schmelzpunkt [°C]
C (Graphit)	3,51	0,3	3900
Ti	4,4		1727
Cr	7,1		1860
Fe	7,9	0,15	1535
Co	8,9		1492
Ni	8,9	0,14	1453
Mo	10,2	0,35	2622
Ta	16,6	0,13	3030
W	19,3	0,40	3380

Die als zunderfeste Schutzschichten verwendeten Materialien bauen sich in der Hauptsache aus Oxyden auf. Zwei Beispiele für die Zusammenstellung derartiger keramischer Schutzschichten enthält Tafel 4.4. Um der Empfindlichkeit der Oxyde gegen Temperaturwechsel möglichst entgegenzuwirken, ist es zweckmäßig, die Schutzschichten recht dünn (0,01 bis 0,4 mm) aufzubringen. Nach *L. G. Davis* hat sich für Molybdän ein Überzug aus einer Glasgrundschicht (mit 20 % ZrO_2) und einer Deckschicht (mit 95 % ZrO_2) bei Belastungszeiten bis zu 45 Minuten und Temperaturen bei 1400 °C gut bewährt.

Wenn man von der Verwendung reiner Oxydschichten zu Gemischen aus bestimmten Hilfsmetallen und Metalloxyden übergeht, erhält man die sogenannten

Tafel 4.4 Zusammensetzung zweier wichtiger keramischer Schutzschichten (nach *W. C. Rous*)

Bestandteile	Zusammensetzung [%]	
	A-19	A-418
SiO_2	36,3	28,6
BaO	—	33,7
B_2O_3	14,1	4,9
Cr_2O_3	—	23,0
CoO	1,3	—
ZnO	—	3,8
NiO	0,5	—
K_2O	3,6	—
Al_2O_3	26,4	0,8
CaO	4,5	2,7
Na_2O	12,3	—
MnO	1,0	1,9
Bindeton	10,0	5,0
Brennbedingungen	900 °C, 10 min	1020 °C, 10 min

Cermets (zusammengezogen aus ceramic und metal). Diese Cermets können sowohl durch Sintertechnik zu Vollwerkstoffen verarbeitet werden, lassen sich aber auch durch Flammspritzen als Schutzüberzüge auf Chrom-Nickel-Stahl und Chrom-Nickel-Legierungen aufbringen. Ein Cermet kann beispielsweise aus 65 % Nickel und 35 % Magnesiumoxyd aufgebaut werden. Wie *E. Fitzer* angibt, lassen sich durch Cermetschutzschichten kurzzeitig Schutzwirkungen gegen Temperaturen bis zu 1900°C erreichen. Der Nachteil liegt in der nur sehr kurzen Arbeitszeit. Eine weitere Möglichkeit zur Anwendung von Schutzschichten besteht in der Ausbildung von silizierten Schichten auf der Oberfläche von Molybdän und Wolfram durch Behandlung mit dampfförmigen Siliziumhalogenverbindungen. Wie gleichfalls *E. Fitzer* nach eigenen Arbeiten bekanntgab, dürften in diesen Disiliziden des Wolframs und Molybdäns ausgezeichnete hochtemperaturbeständige Werkstoffe mit hervorragender Zunderbeständigkeit bis über 1700°C gegeben sein. Der Angriff durch Sauerstoff bei der Verzunderung führt zur Ausbildung einer glasartigen SiO_2-Schicht, die trotz ihrer geringen Dicke (0,01 bis 0,03 mm) so dicht ist, daß sie eine weitere Oxydation fast vollkommen verhindert.

Es war schon mehrfach von der sogenannten *Sintertechnik* die Rede. Dieses auch als *Pulvermetallurgie* bezeichnete Verfahren ermöglicht die Herstellung von Vollwerkstoffen aus Substanzen, die auf Grund ihrer speziellen Eigenschaften nicht nach den normalen metallurgischen Schmelzverfahren verarbeitet werden können. Eine wesentliche Rolle spielt dabei neben hoher Temperatur die Anwendung von hohen Drücken.

Bei den so gewonnenen Sinterwerkstoffen findet man meist eine Trennung in sogenannte *Hartstoffe*, zu denen die Karbide, Boride und Silizide verschiedener Elemente gezählt werden, und in die schon bei den Schutzschichten erwähnten Cermets. Letztere bauen sich also aus Metalloxyd-Metall-Verbundkörpern auf. Es sei nochmals darauf hingewiesen, daß die Sinterwerkstoffe keine Schichtwerkstoffe, sondern Vollwerkstoffe sind, wenn auch, wie im Fall der Cermets und Silizide, die gleichen Ausgangssubstanzen vorliegen können.

Reine, hilfsmetallfreie Karbide sind technisch nur von untergeordneter Bedeutung. Ebenso sind die als Schneidlegierungen bewährten Hartstoffe auf Wolframkarbid- und Wolframkarbid-Titankarbid-Tantalkarbid-Basis mit Kobaltbinder wegen ihrer geringen Zunderbeständigkeit für raketentechnische Zwecke nicht geeignet. Wie *R. Kieffer* angibt, sind dagegen im Metallwerk Plansee speziell entwickelte Hartstoffe (WZ-Legierungen) (Bild 4.12) auf Titankarbidbasis mit Ni-Cr- und Ni-Co-Cr-Bindung als technisch brauchbar gefunden worden. Bei Versuchstemperaturen zwischen 800 und 1200°C (Bild 4.13) ist beispielsweise ein Hartstoff auf TiC-Basis mit Ni-Cr-Bindung ausreichend beständig. Eigenschaften und Zusammensetzungen einiger WZ-Legierungen sind aus Tafel 4.5 zu ersehen.

Von einigen Fachleuten werden die hochschmelzenden Boride von Titan und Zirkon als aussichtsreiche Hartstoffe für die Hochtemperaturtechnik angesehen. Sie sind verhältnismäßig zunderbeständig und sehr hart. Zirkondiboridhartstoffe haben sich nach amerikanischen Mitteilungen auch schon als Werkstoffe für Raketendüsen ausgezeichnet bewährt. Die Warmbiegebruchfestigkeit bei 1260°C wird für diesen neuen Boridwerkstoff mit 42 bis 52 kp/mm^2 angegeben. Die Zunderbeständigkeit soll bis fast 1200°C recht gut sein, die Dichte von 6 ist

Tafel 4.5 Eigenschaften einiger WZ-Legierungen
(nach *R. Kieffer* und *F. Benesovsky*)

Bezeichnung	Zusammensetzung [%]				Härte [kp/mm²]	Biegefestigkeit [kp/mm²]
	TiC	Ni	Co	Cr		
WZ 1b	60	32	—	8	1010	135···150
WZ 1c	50	40	—	10	830	150···170
WZ 2	60	—	28	12	1160	110···125
WZ 12a	75	15	5	5	1220	105···115
WZ 12b	60	24	8	8	1090	130···145
WZ 12c	50	30	10	10	860	150···165
WZ 12d	35	39	13	13	720	170···180

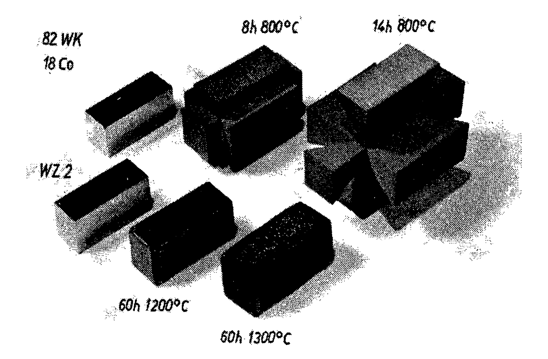


Bild 4.12 WZ-Legierungen nach verschiedenen Temperaturtests (Planseewerk)

außerdem recht günstig. Nach einer Mitteilung von *P. Schwarzkopf* und *F. W. Glaser* weist dieser Hartstofftyp auch eine gewisse Beständigkeit gegen schmelzflüssige Leichtmetallegierungen auf. Dem käme ein großes Interesse im Hinblick auf die Verwendung von Metallbränden als Energiequelle im Triebwerk zu.

Bei der Besprechung der zunderbeständigen Schutzüberzüge für feuerberührte Wände wurden die Silizide schon kurz erwähnt. Ihre große Zunderbeständigkeit paart sich mit relativ hohen Schmelzpunkten, so daß sie, im ganzen gesehen, als ausgezeichnete und aussichtsreiche Hochtemperaturwerkstoffe angesprochen werden können. Sie bieten weiterhin den Vorteil, daß sie entweder als Überzug oder als durch Sintern gewonnener Vollwerkstoff eingesetzt werden können, was eine breitere Anpassungsmöglichkeit an die jeweils gegebenen konstruktiven Verhältnisse mit sich bringen kann.

Es wurde außerdem schon erwähnt, daß das Aufbringen silizierter Schutzschichten das Grundmetall (z. B. Molybdän) sehr spröde macht. Bedeutend günstiger erscheint in dieser Hinsicht daher die Anwendung von Sintervollkörpern aus Molybdänsilizidpulver, obwohl auch bei diesen eine gewisse Sprödigkeit erhalten bleibt. Die Zunderschicht besteht auch bei den Sintervollkörpern auf Molybdänsilizidbasis hauptsächlich aus SiO_2.

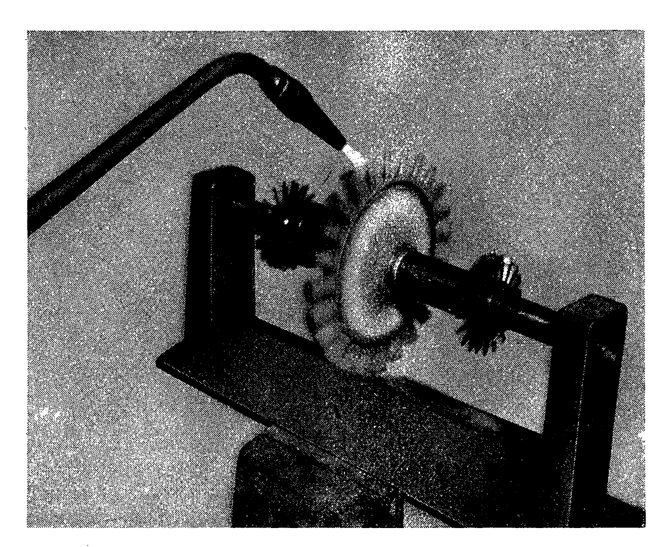


Bild 4.13 Turbinenrad aus WZ-Legierung wird durch ein Knallgasgebläse beaufschlagt (Planseewerk)

Es bleiben abschließend noch die Metalloxyd-Metall-Verbundkörper (Cermets) als Sintervollwerkstoffe zu erwähnen. Über die wichtigsten Eigenschaften dieser Gruppe wurde jedoch schon bei den keramischen Schutzschichten berichtet.

Um nicht den Eindruck entstehen zu lassen, zum Bau von Raketentriebwerken wäre auf jeden Fall der Einsatz einer höchstentwickelten Metallurgie notwendig, sei darauf hingewiesen, daß bei der Auswahl der Werkstoffe in erster Linie die jeweiligen praktischen Anforderungen entscheiden. Für kleine Triebwerke geringer Leistung und Triebwerke mit sehr kurzen Brennzeiten wird man kaum zu besonderen „metallurgischen Spezialitäten" greifen müssen. Dabei ist außer nach Feststoff- und Flüssigkeitsbetrieb noch nach vielen besonderen Punkten zu differenzieren. In vielen Fällen der gegenwärtigen Praxis kommt man mit veredelten Stählen, manchmal sogar mit Kupfer und speziellen Leichtmetalllegierungen als Werkstoff aus.

So arbeitete man in vielen Entwicklungslaboratorien bei kleineren Ausströmdüsen eine Zeitlang mit Kupfer, dem lediglich durch einen Chromüberzug etwas mehr Erosions- und Wärmebeständigkeit gegeben wurde, wobei zum Teil recht gute Ergebnisse erzielt werden konnten. In der deutschen Raketenentwicklung

verwendete man vor 1945 für ungekühlte Feststofftriebwerke Dural und andere Leichtmetallegierungen ebenfalls mit Erfolg.

Ausgewählte Gebrauchsmetalle, an ihrer Spitze Spezialstähle, werden sich wegen ihrer technologisch und ökonomisch günstigen Eigenschaften noch für längere Zeit, wenigstens quantitativ, an der Spitze der Triebwerkswerkstoffe halten. Jeder Schritt zu entscheidend höheren Triebwerksleistungen (höhere spezifische Schübe), wie sie von den modernsten raketentechnischen und astronautischen Projekten zwangsläufig gefordert werden, geht über die Schwelle verbesserter höchsttemperaturbeständiger Werkstoffe für die feuerberührten Wände der Triebwerke. Die Wege dazu dürften durch die in diesem Abschnitt hauptsächlich dargestellten Ansätze vorgezeichnet sein.

4.3 Probleme der Brennkammerkühlung

4.31 Brennkammerwand und Wärmeaustausch

Die hohe Temperatur der Verbrennungsprodukte und ihre große Geschwindigkeit, besonders in der Ausströmdüse, bewirken eine überaus intensive Wärmeabgabe der Feuergase an die Wände von Brennkammer und Ausströmdüse. Das widerspricht scheinbar dem, was in Abschn. 3.4 von den in der Ausströmdüse ablaufenden thermodynamischen Prozessen gesagt wurde. Die entsprechenden Vorgänge im Feuergas wurden als adiabatisch verlaufend dargestellt, d. h. ohne Wärmeübergang zwischen Gas und umgebenden Wänden. Dieser Widerspruch liegt jedoch in der vereinfachenden thermodynamischen Behandlung. Die früher durchgeführten Betrachtungen bezogen sich auf idealisierte Vorgänge. Außerdem betragen die an die Wandungen abgegebenen Wärmemengen nur einen kleinen Teil des Gesamtwärmeinhalts der Feuergase. Die abgegebene Wärmemenge ist dennoch so groß, daß sie ohne besondere Kühlvorrichtungen von der Wand nicht aufgenommen werden kann.

Der Wärmeübergang vom Feuergas an die Brennkammer kann im wesentlichen nur durch zwei Vorgänge bewirkt werden, einmal durch *Konvektion* und zum anderen durch *Strahlung*. Der Hauptanteil wird in allen Fällen vom konvektiven Wärmeaustausch getragen, während die Strahlung nur zu etwa 5 bis 25 % beteiligt ist. Beim konvektiven Wärmeaustausch übertragen die Atome und Moleküle des Feuergases während ihrer ungeordneten Bewegung und Strömung längs der Wandungen Wärmeenergie an die Moleküle des festen Wandmaterials. Der bei der Verbrennungsreaktion als Strahlung frei gewordene Energieanteil durchmißt den Verbrennungsraum und verwandelt sich beim Auftreffen auf die feste Wand ganz oder teilweise wieder in Wärmeenergie. In beiden Fällen muß also danach getrachtet werden, den Wärmeübergang vom Feuergas an die feuerberührten Wände von Brennkammer und Ausströmdüse möglichst herabzusetzen.

Auf eine Möglichkeit, die Einwirkungen der Wärmestrahlung auf das Wandmaterial zu vermindern, sei schon hier kurz eingegangen. Den Schlüssel dazu liefert die Tatsache, daß Strahlung mit den in Frage kommenden Wellenlängen von spiegelnden Flächen reflektiert wird. Durch Hochglanzpolieren der inneren Wandungen ist es möglich, die Strahlungsverluste an die umgebenden festen Wände wesentlich einzuschränken.

Die durch Konvektion an die Wandungen von Brennkammer und Düse abgegebene Wärmemenge ist davon abhängig, wie häufig die Gasmoleküle die Wand treffen und wie groß der Temperaturunterschied zwischen Feuergas und Wand ist. Wenn das Gas gerade so viel Wärme abgibt, wie es von der inzwischen erwärmten Brennkammerwand zurückerhält, spricht man von *Temperaturgleichgewicht.* Man kann den Einfluß der Anzahl der Gesamtmolekülstöße an die Wand auf den Wärmeaustausch durch eine Übergangszahl α_g berücksichtigen. Sie gibt die Wärmemenge an, die an eine Wandflächeneinheit je Zeiteinheit bei einer Temperaturdifferenz von einem Grad zwischen Gas und Wand abgegeben wird. Die vom Gas an eine Wandflächeneinheit je Zeiteinheit abgegebene Wärmemenge, der sogenannte *spezifische Wärmestrom* $\dot{q}$, ergibt sich damit zu

$$\dot{q} = \alpha_g (T_g - T_w) . \qquad (4.1)$$

T_g ist die Gastemperatur, T_w die Temperatur der feuergasberührten Wandfläche und α_g die Wärmeübergangszahl.

Am konvektiven Wärmeaustausch nimmt praktisch nur die in Wandnähe strömende Gasschicht teil. Die Wärmeübergangszahl ist proportional dem Druck aus Gasdichte ϱ und Strömungsgeschwindigkeit w. Da die Dichte mit wachsendem Brennkammerdruck ansteigt und relativ hohe Strömungsgeschwindigkeiten vorliegen, beides bedingt durch den notwendigerweise großen Massedurchsatz bei leistungsfähigeren Flüssigkeitstriebwerken, wird damit natürlich auch α_g verhältnismäßig groß. Im Endeffekt wird dadurch an die Wandungen von Raketentriebwerken bedeutend mehr Wärme abgegeben als an die Wände jeder anderen Wärmekraftmaschine. Für Hochleistungs-Flüssigkeitstriebwerke mit Brennzeiten von vielen Sekunden kann daher nicht auf zusätzliche Kühlung für die feuerberührten Wände verzichtet werden. Die Leistungsfähigkeit der Kühlverfahren muß sogar wesentlich größer sein, als es im sonstigen Wärmekraftmaschinenbau üblich ist. Wenn man auch in der Raketentechnik die bekannte Flüssigkeitskühlung anwendet, so sind die konstruktiven Gesichtspunkte im einzelnen doch recht spezieller Natur, wie später noch gezeigt werden soll.

Der spezifische Wärmestrom $\dot{q}$ ist, über die Länge von Brennkammer und Ausströmdüse gesehen, nicht in allen Querschnitten gleich. Das liegt daran, daß sich sowohl die Wärmeübergangszahl α_g als auch die Temperaturdifferenz $T_g - T_w$ in der Richtung der Längsausdehnung der Kammer einschließlich der Düse erheblich ändern können. Der Haupteinfluß kommt dabei der Änderung der Übergangszahl zu. Im Düsenhals ist ihr Wert am größten, weil dort das Produkt $\varrho \cdot w$ seinen Höchstwert erreicht. Außerhalb des Düsenhalses steigt die Strömungsgeschwindigkeit zwar auf Überschallgeschwindigkeit an, die zunehmende Expansion des Gasstrahls hat jedoch eine rapide Abnahme der Gasdichte zur Folge. Aus diesem Grund hat also der spezifische Wärmestrom im Düsenhalsquerschnitt sein Maximum. Über den schematischen Verlauf der Werte für den spezifischen Wärmestrom in einem Triebwerk sind einige Anhaltspunkte in Bild 4.14 gegeben.

Ebenso wie durch Steigerung des Brennkammerdrucks nehmen natürlich die Wärmeströme an die Wandungen auch durch erhöhte Verbrennungstemperaturen beträchtlich zu. In modernen Raketentriebwerken erreicht der spezifische konvektive Wärmestrom im Düsenhalsquerschnitt Werte in der Größenordnung

von $10 \cdot 10^6$ kcal/m²hgrd. Der Strahlungswärmestrom ist selbstverständlich dort am größten, wo die Gastemperatur am höchsten ist, d. h. in der Brennkammer. Die auftretenden Werte können bei 1,5 bis $2 \cdot 10^6$ kcal/m²hgrd liegen.

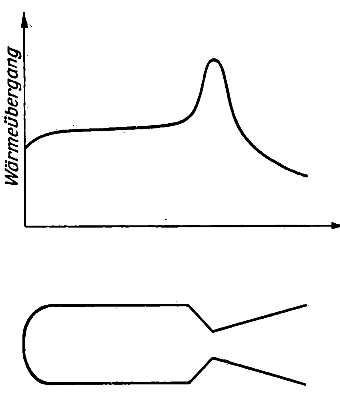


Bild 4.14 Verlauf des Wärmestroms

Der Wärmestrom, der den inneren Wänden von Brennkammer und Ausströmdüse durch Konvektion und Strahlung zugeführt wird, muß an die mit der Kühlflüssigkeit in Berührung kommende äußere Wandfläche abgegeben werden. Dabei ergeben sich für die innere und die äußere Wandfläche Temperaturen, die durch die Beziehung

$$T_{wi} - T_{wa} = \dot{q}\,\frac{d}{\lambda} \tag{4.2}$$

verbunden sind. T_{wi} ist die Temperatur der feuergasberührten Wandfläche, T_{wa} die Temperatur der von der Kühlflüssigkeit umspülten Wandfläche, d die Wanddicke und λ die Wärmeleitzahl des Wandmaterials. Die Größe d/λ bezeichnet man auch als den *Wärmewiderstand* der Brennkammer- oder Düsenwand. Der Wärmewiderstand der Wandungen ist also um so größer, je dicker dieselben sind und je kleiner deren Wärmeleitzahl ist. Man kann daraus für die praktische Durchbildung eines Raketentriebwerks den außerordentlich wichtigen Schluß ziehen, daß es auf jeden Fall günstig ist, die Brennkammerwand so dünn wie irgend möglich zu machen und Werkstoffe mit großer Wärmeleitfähigkeit zu verwenden.

Die an die äußere Wandungsfläche gelangte Wärmemenge wird auf die Kühlflüssigkeit, deren Temperatur mit T_k bezeichnet werden soll, übertragen. Der Wärmeübergang ist in diesem Bereich ausschließlich durch Konvektion gegeben. Daher kann, analog zu den Verhältnissen in der Kammer, die Größe des auftretenden Wärmestroms durch die Beziehung

$$\dot{q} = \alpha_k (T_{wa} - T_k) \tag{4.3}$$

ausgedrückt werden, worin α_k die Wärmeübergangszahl für die Übertragung der Wärme von der äußeren Wandfläche an das umströmende Kühlmittel ist. Man erhält durch Elimination von T_{wa} aus Gl. (4.2) und (4.3) einen Ausdruck für die Temperatur der feuergasberührten Wandfläche:

$$T_{wi} = T_k + \dot{q}\left(\frac{1}{\alpha_k} + \frac{d}{\lambda}\right). \tag{4.4}$$

Die Temperaturänderungen bei der Wärmeabgabe durch das Feuergas an die Wandungen und weiter an das Kühlmittel gehen aus Bild 4.15 hervor. Wie man

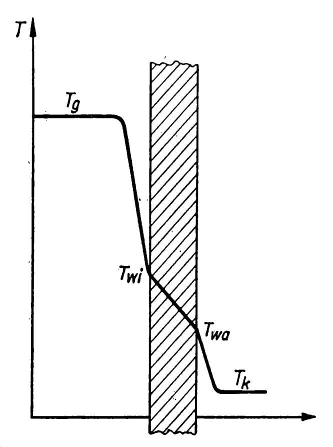


Bild 4.15 Wärmedurchgang durch Brennkammerwand

die Ausbildung der kühleren Grenzschicht an der inneren Wandfläche zusätzlich fördern kann, soll im anschließenden Abschnitt gezeigt werden. Auf jeden Fall muß der Temperaturabfall innerhalb dieser Grenzschicht groß genug sein, um die Temperatur T_{wi} noch unterhalb der obersten Grenze zu halten, bei der das Wandmaterial merklich an Festigkeit verliert.

Wie aus Gl. (4.4) ersichtlich, kann die Temperatur T_{wi} herabgesetzt werden, indem man einmal die Wärmeübergangszahl von der äußeren Wandfläche an das umströmende Kühlmittel erhöht und zweitens den Wärmewiderstand der Wandungen verringert. Auf Möglichkeiten zur Verkleinerung des Wärmewiderstandes wurde schon hingewiesen. Die Größe der Wärmeübergangszahl α_k ist, genau wie die Größe α_g, vom Massefluß längs der umströmten Wand abhängig. Als strömendes Medium tritt hierbei jedoch das Kühlmittel auf. Setzt man als Kühlmittel eine Flüssigkeit voraus, so bleibt deren Dichte während des Durchflusses durch das Kühlsystem praktisch konstant. Das heißt, der Massefluß entlang der äußeren Kammerwandung wird in der Hauptsache von der Strömungsgeschwindigkeit der Kühlflüssigkeit bestimmt. Somit wird diese Strömungsgeschwindigkeit von bedeutendem Einfluß auf die Größe von α_k. Will man also in einem Flüssigkeitstriebwerk eine intensive Kühlung der Brennkammer- und

Düsenwände erreichen, so muß für eine große Strömungsgeschwindigkeit der Kühlflüssigkeit gesorgt werden. Ein großer Wert von α_k ist darüber hinaus von Vorteil, um im Kühlsystem T_{wa} nicht übermäßig die Siedetemperatur der Kühlflüssigkeit übersteigen zu lassen.

4.32 Kühlverfahren

Unter Berücksichtigung der im vorangegangenen Abschnitt angestellten Betrachtungen wird die Notwendigkeit und Bedeutung hinreichend intensiver Kühlung für Raketenbrennkammern und Ausströmdüsen deutlich. Die hohen Strömungsgeschwindigkeiten im Düsenhals gefährden diesen besonders. Es wurde in diesem Zusammenhang schon darauf hingewiesen, daß man aus diesem Grund hochtemperaturbeständige Werkstoffe für die feuergasberührten Bauteile eines Triebwerks zu entwickeln sucht. Es verbleibt aber auch dann noch eine erhebliche Diskrepanz zwischen den bis heute erreichten Warmfestigkeiten und Zunderbeständigkeiten der Werkstoffe (obere Grenze vielleicht etwa 1700°C) und den Reaktionstemperaturen in modernen Hochleistungstriebwerken (etwa 2500 bis 3500°C). Für Triebwerke größerer Leistung und längerer Betriebszeiten wird daher eine zusätzliche Kühlung der Brennkammer- und Düsenwände zur unumgänglichen Notwendigkeit.

Die Ausbildung von Brennkammern und Düsen ohne zusätzliche Kühlung bleibt also auf Triebwerke beschränkt, deren Betriebszeiten nur in der Größenordnung von wenigen Sekunden liegen. Zu dieser Kategorie zählen fast alle Feststofftriebwerke und auch kleinere Flüssigkeitstriebwerke für Flugzeugabwehrraketen. Bei ersteren ist das Fehlen einer Fremdkühlung konstruktiv bedingt, weil ja ein zur Kühlung verwendbares Medium in diesen Triebwerken nicht vorhanden ist und die zusätzliche Aufnahme eines solchen ihre sonstigen Vorteile (einfacher Aufbau und einfacher Betrieb) wesentlich beeinträchtigen würde. Auf eine Möglichkeit zur Verlängerung der Brennzeiten bei Feststofftriebwerken wurde schon hingewiesen. Man bildet den kompakten Treibsatz und die Brennkammerwandung als feste Einheit aus und läßt den Abbrand in einem zentralen Kanal des Treibsatzes beginnen, so daß sich für längere Zeit eine gewisse Schutzwirkung für die Brennkammerwand durch die noch nicht an der Reaktion teilnehmenden Satzschichten ergibt. In gewisser Hinsicht könnte man natürlich vielleicht auch dieses Verfahren als Fremdkühlung durch eine isolierende Schutzschicht bezeichnen. Die Wirkung isolierender Schutzschichten wurde schon vielfältig bei Feststofftriebwerken erprobt, wenn auch damit eine fühlbare Einschränkung der Betriebszeiten nicht verhindert werden konnte.

Wenn man die genannten Triebwerke wegen der begrenzten Wirkung von Schutzschichten und zur besseren Unterscheidung von Triebwerken mit echter Fremdkühlung als ungekühlt bezeichnet, so ist schließlich doch ein anderer Vorgang bei ihnen viel bedeutender. Zur Sicherstellung der Triebwerksfunktion bis zum Brennschluß muß nämlich in erster Linie die Wärmeaufnahmefähigkeit des Wandmaterials, also dessen Wärmekapazität, bis dicht unterhalb der Warmfestigkeitsgrenze zur Abführung des auf die Innenwände auftreffenden Wärmestroms ausgenutzt werden. Diese Ausnutzung der Wärmekapazität des Werkstoffs wird bei Triebwerken ohne Fremdkühlung *kapazitive Kühlung* genannt. Trotzdem werden die betreffenden Triebwerke im technischen Sinn als ungekühlt bezeichnet.

Es könnte hier vielleicht der Einwand erfolgen, daß sich auch für derartige Triebwerke eine Fremdkühlung zwangsläufig ergeben kann. Das wäre dann der Fall, wenn die Brennkammerwandung gleichzeitig die Außenhaut des Flugkörpers bildet und der Luftstrom als fremdkühlendes Medium in Erscheinung tritt. Die Gasnatur des Mediums (geringe Dichte) würde aber bei geringen Strömungsgeschwindigkeiten nur sehr kleine Wärmeübergangszahlen α_k liefern. Bei sehr hohen Fluggeschwindigkeiten und damit auch Strömungsgeschwindigkeiten macht sich jedoch andererseits die aerodynamische Aufheizung (durch Oberflächenreibung) so außerordentlich stark bemerkbar, daß an einen ausreichenden Wärmefluß von der Außenwand an die Luftströmung nicht mehr gedacht werden kann. Die Ausnutzung der Wärmekapazität des Wandmaterials bleibt also in diesen Fällen der einzige Weg.

Vor der Darstellung der Verfahren zum Schutz der feuerberührten Wandungen durch Fremdkühlung sei noch einmal an die Feststellungen in Abschn. 4.31 erinnert. Es wurde zunächst gefunden, daß das zweckmäßigerweise flüssige Kühlmittel zur Erzielung einer großen Wärmeübergangszahl α_k mit möglichst hoher Geschwindigkeit über die Außenwandung von Brennkammer und Düse geführt werden muß. Dabei erweist es sich als außerordentlich günstig, das Kühlmittel unter Druck strömen zu lassen, weil sich dadurch sein Siedepunkt erhöht. Technisch erfüllbar sind diese Forderungen durch Doppelwände für Brennkammer und Ausströmdüse. Der Raum zwischen den Doppelwänden ist vom strömenden Kühlmittel erfüllt. Die Kühlmittelführung spielt eine sehr wichtige Rolle. Man kann das Kühlmittel nicht einfach an einer beliebigen Stelle des Kühlmantels eintreten lassen und es irgendwo wieder herausführen. Wichtig ist, daß das Kühlmittel unbedingt jeden temperaturgefährdeten Teil von Brennkammer und Düse mit der erforderlichen Geschwindigkeit umströmt. Die Bildung von Zonen mangelhafter Kühlmittelströmung muß vermieden werden. Aus diesem Grunde muß man eine Zwangsführung für die Kühlflüssigkeit vornehmen. Technisch kann man das auf verschiedenen Wegen erreichen. Von *J. Stemmer* wurde beispielsweise eine Unterteilung des Kühlmittelraums durch spiralförmig verlaufende Kühlrippen mit guten Erfolgen erprobt. Ein ähnliches Verfahren geht auf einen Vorschlag von *E. Sänger* aus dem Jahre 1935 zurück. Dabei wird die Brennkammerinnenwand von einer Kupferrohrschlange gebildet, die unter Anwendung der Kupferschweißung zu einer druckfesten und gasdichten Wand zusammengefügt ist. Allerdings sind die Schwierigkeiten bei der praktischen Ausführung eines solchen Kühlsystems nicht gering.

Zu den Problemen der Kühlmittelführung muß auch die Frage gerechnet werden, mit welcher Strömungsrichtung man das Kühlmittel über die Wandungen führt. Darunter ist zu verstehen, ob das Kühlmittel vom Brennkammerkopf in Richtung der Ausströmdüse bewegt wird oder umgekehrt. Im ersten Fall spricht man von einer *Gleichstromkühlung*, weil die Richtungen von strömendem Feuergas in der Brennkammer und fließendem Kühlmittel im Kühlmantel gleich sind. Andernfalls bezeichnet man den Vorgang als *Gegenstromkühlung*. Wie eine einfache Überlegung zeigt, kann im Gegenstromverfahren bedeutend mehr Wärme von den feuerberührten Wänden abgeführt werden als durch Gleichstromkühlung. Mit anderen Worten, bei Gegenstromkühlung kommt man zur Aufnahme der gleichen Wärmemenge mit weniger Kühlflüssigkeit aus. In der Praxis macht man daher überwiegend von der Gegenstromkühlung Gebrauch.

Bisher wurde stets nur allgemein von flüssigen Kühlmitteln gesprochen, ohne Hinweis auf ihre Natur und Herkunft. Grundsätzlich könnte man auch Wasser verwenden. Der entscheidende Nachteil einer Wasserkühlung von Brennkammer und Ausströmdüse ist jedoch darin zu sehen, daß die Totlast des Aggregats recht erheblich vergrößert werden würde, denn zu den energetischen Prozessen würde das Kühlwasser ja keinen Beitrag liefern. Im Gegenteil, bei bloßem Rücklauf des erwärmten Kühlwassers in den Vorratsbehälter oder Abführung ins Freie ginge ein erheblicher Prozentsatz der durch den Verbrennungsvorgang erzeugten Wärme dem eigentlichen Energieumsatz verloren. Unter Umständen ließe sich der zuletzt genannte Vorgang in seiner vollen Auswirkung dadurch vermindern, daß mittels eines Wärmeaustauschers die vom Wasser aufgenommene Wärme zur Vorwärmung einer oder beider Treibstoffkomponenten verwendet wird. Das hätte jedoch ein weiteres Anwachsen der toten Triebwerksmasse zur Folge. Sinnvoller scheinen dagegen Vorschläge zu sein, das Kühlwasser bis zur Verdampfung aufzuheizen und mit dem entstehenden Dampf über Turbopumpen die Treibstoffe zu fördern. Wie aber *G. B. Sinjarew* feststellt, wäre ein derartiges Kühlsystem nur bei sehr großen Triebwerkseinheiten sinnvoll einzusetzen.

Nach dem bisher Gesagten bietet sich die Verwendung einer der Treibstoffkomponenten als umlaufendes Kühlmittel fast von selbst an. Bei diesem Verfahren wird automatisch eine gewisse Vorwärmung der betreffenden Treibstoffkomponente erreicht, und zugleich kehrt die an das Kühlmittel abgegebene Wärme wieder in den Brennkammerprozeß zurück und geht damit nicht ungenutzt verloren. Das Verfahren selbst wird als *Regenerativkühlung* bezeichnet und wurde bisher in den weitaus meisten Fällen bei der Konstruktion fremdgekühlter Flüssigkeitstriebwerke angewandt. Dieses Kühlverfahren ist also deshalb so außerordentlich vorteilhaft, weil es keine zusätzlichen Flüssigkeiten und Behälter für deren Aufbewahrung erfordert und damit Triebwerke mit minimaler toter Masse praktisch möglich sind.

Aber auch die Regenerativkühlung weist Schwierigkeiten auf. Sie erwachsen hauptsächlich aus den thermischen Eigenschaften der kühlenden Treibstoffkomponente einerseits und aus deren für eine hinreichend intensive Kühlung notwendigem Massefluß durch das Kühlsystem andererseits. Es kann dabei vorkommen, daß der Oxydator (z. B. Flüssigsauerstoff) wegen ungünstiger Eigenschaften überhaupt nicht als Kühlmittel zu verwenden ist, während der dazu ausgewählte Brennstoff nicht die gesamte durch die Brennkammer- und Düsenwand fließende Wärmemenge aufnehmen kann. In diesen Fällen würde also eine reine Regenerativkühlung versagen, und man muß zu Hilfsmaßnahmen greifen, die anschließend noch besprochen werden sollen. Eine andere Schwierigkeit ist, daß bekanntlich zur Erzielung einer möglichst großen Wärmeübergangszahl α_k große Strömungsgeschwindigkeiten der Kühlflüssigkeit im Kühlmantel angestrebt werden müssen. Daraus ergibt sich, daß besonders bei Triebwerken kleinerer Abmessungen der Raum zwischen den Kühlmantelwänden sehr klein sein muß, was zu nicht unerheblichen fertigungstechnischen Problemen führt. Als Beispiel mag das in Bild 4.8 gezeigte Triebwerk gelten, bei dem der Spalt im Bereich des Düsenhalses nur 0,6 mm breit sein durfte. Eine Möglichkeit zur Distanzhaltung in kritischen Fällen bieten jedoch die für die Kühlmittelführung vorgesehenen rippenartigen Einbauten im Kühlmantel.

Es wäre noch zu erwähnen, daß große Strömungsgeschwindigkeiten im Kühlmantel mit hydraulischen Verlusten verknüpft sind. Die dadurch bedingte Erhöhung des Förderdrucks für die Kühlmittel-Treibstoffkomponente stellt zusätzlich Anforderungen an die Leistung des Treibstoffördersystems, was bei der Auslegung natürlich zu berücksichtigen ist. Eine Steigerung der Masse des Fördersystems kann unter Umständen die Folge sein.

Es wurde schon von der Möglichkeit gesprochen, eine Senkung von T_{wi} nicht nur durch eine Vergrößerung von α_k, sondern auch durch Verringerung des Wärmewiderstandes der feuergasberührten Wände zu erzielen. Daraus ging hervor, daß neben einer großen Wärmeleitzahl des Wandmaterials vor allem möglichst geringe Wanddicken anzustreben sind. Sehr dünne Wände können jedoch zu recht bedeutenden konstruktiven Schwierigkeiten bei der Herstellung von Hochleistungsbrennkammern und Düsen führen, denn auf die vom Feuergas bestrichenen Wandungen wirken unter Umständen nicht unerhebliche Kräfte ein. Sie werden hervorgerufen durch die örtlichen Druckunterschiede zwischen dem im Kühlmantel strömenden Kühlmittel und dem Druck der Feuergase in Brennkammer und Ausströmdüse. Diese Druckdifferenz ist an der Düsenmündung besonders groß. Man bedenke, daß in modernen Hochdrucktriebwerken die Treibstofförderdrücke in die Größenordnung von 60 bis 80 at gelangen können, der Feuergasdruck in der Düsenmündung aber vielleicht unter 1 at liegt. Die Schwierigkeit ist in Wirklichkeit nicht ganz so problematisch, da der Wärmeübergang mit Annäherung an die Düsenmündung geringer wird. Der Ausbildung genügend fester Innenwände kommt also eine ziemliche Bedeutung zu. Günstige technische Voraussetzungen könnte der schon erwähnte Innenwandaufbau aus einer spiralförmigen Metallrohrschlange bieten. Die Rohrschlange von geringem Querschnitt hält der Druckdifferenz zwischen Kühlmittel und Feuergas hinreichend gut stand. Der Gesamtbrennkammerdruck kann von einem festen Stahlmantel aufgenommen werden, der durch die Rohrschlange vor der Einwirkung der hohen Feuergastemperaturen geschützt wird.

Der in Bild 4.15 schematisch dargestellte Temperaturabfall in der feuergasseitigen kühleren Grenzschicht an der Brennkammerwandung läßt sich unter Umständen nicht in der notwendigen Größe durch reine Gegenstromregenerativkühlung erreichen. Es muß dann nach Wegen gesucht werden, die Ausbildung einer kühleren Grenzschicht durch zusätzliche Maßnahmen zu verbessern. Eine konstruktiv verhältnismäßig einfache Lösung besteht darin, daß man die wandnahen Bereiche des Verbrennungsraums mit einem Überschuß an Brennstoff versieht, indem man den Brennkammerkopf in einer äußeren ringförmigen Zone nur mit Einspritzorganen für Brennstoff besetzt. In Wandnähe wird die Verbrennung dann unvollständig und die Verbrennungstemperatur erheblich herabgesetzt. Man kann diesen Kühlungseffekt noch dadurch verstärken, daß man nichtzerstäubten Brennstoff durch einen schmalen Spalt zwischen Kammerkopf und Kammerwand eintreten läßt. Der Brennstoff bewegt sich dann als dünner Flüssigkeitsfilm entlang der Brennkammerwand, legt sich damit schützend vor das Brennkammermaterial und entzieht durch seine Verdampfung der Grenzschicht erhebliche Wärmemengen. Allmählich wird jedoch der verdampfende Kühlfilm durch den Hauptstrom der Verbrennungsprodukte unterspült, und die Grenzschichttemperatur in größerem Abstand vom Kammerkopf steigt wieder an. Aus diesem Grund versieht man dann die Brennkammerinnenwand mit in

gewissen Abständen aufeinanderfolgenden Gürteln von feinen Bohrungen, durch die ein Teil des im Kühlmantel fließenden Brennstoffs direkt in die Brennkammer eintreten kann. Auch dabei bildet sich wieder ein Kühlfilm an der Innenwand aus. Bezieht man auch die Ausströmdüse konstruktiv in dieses Verfahren mit ein, so läßt sich also im Gesamtbereich der Feuergase eine wirkungsvolle Wandkühlung erreichen.

Alle diese und ähnliche Verfahren, die zum Teil einzeln und auch nebeneinander angewandt werden können, faßt man unter dem Begriff *innere Kühlung* zusammen. Bei Ausbildung von dünnen Schichten des flüssigen Brennstoffs an der Brennkammerinnenwand spricht man auch speziell von *Film-* oder *Schleierkühlung*. Der Brennstoffverbrauch für den Kühlfilm setzt natürlich den spezifischen Triebwerksschub herab, weil ein Teil des Brennstoffs nicht vollständig verbrennt und somit ungenutzte chemische Energie von den Verbrennungsprodukten aus dem Triebwerk hinausgetragen wird. Die Brennstoffzuführung zur Ausbildung eines Kühlfilms durch radiale Bohrungen in Brennkammer- und Düseninnenwand (Bild 5.19) ist nicht ganz so vorteilhaft, weil dabei ein großer Teil des Brennstoffs durch den gegebenen Kühlmittelförderdruck in Zonen des Verbrennungsraumes gelangt, die von der Wand weiter entfernt sind. Bei relativ kurzen zylindrischen Brennkammern (Bild 4.8) dürfte die Zuführung durch Schlitze zwischen Kammerkopf und Kammerwand bessere und eventuell schon ausreichende Kühlung ergeben. Um die energetischen Verluste durch Filmkühlung nicht zu groß werden zu lassen, verwendet man in Raketentriebwerken häufig kombinierte Kühlsysteme. Dabei wird dann durch mäßige Innenkühlung zunächst der Wärmestrom an die Wandungen herabgesetzt. Soweit der verbleibende Rest des Wärmestroms die Festigkeit des Wandmaterials noch beeinträchtigt, wird er schließlich durch äußere Kühlung bei relativ kleinen hydraulischen Verlusten im Kühlsystem weiter vermindert.

Abschließend sei noch eine moderne Variante der Innenkühlung erwähnt, deren Anwendung in vieler Hinsicht bedeutsame Vorteile gegenüber den bisher erwähnten Methoden aufweist. Es handelt sich dabei um die sogenannte *Schwitzkühlung*. Wie schon erwähnt wurde, führt die Ausbildung eines Kühlfilms an den Innenwandungen, wenn er möglichst vollständig und gleichmäßig die gesamte feuerberührte Oberfläche bedecken soll, unter Umständen zu einer ziemlich großen Anzahl von Gürteln aus Kühlmittelbohrungen in Brennkammer und Düse. Die Kühlmittelverluste sind aber gleichzeitig Brennstoffverluste und Verluste an spezifischem Schub. Bildet man jedoch die Brennkammerinnenwand unter Verwendung eines festen, aber porösen Materials aus, so könnte ein sehr gleichmäßiger und von unnötigen Verlusten freier Durchtritt des Kühlmittels durch die Innenwand erzielt werden. Das Kühlmittel „schwitzt" also sozusagen durch die innere Brennkammer- und Düsenwand hindurch. Dabei ist es noch nicht einmal notwendig, daß das Kühlmittel die Innenwandungen als Flüssigkeit erreicht. Der Verdampfungsprozeß kann sich zu einem Teil auch schon in der Wand selbst abspielen, so daß der Kühlschleier kaum die flüssige Phase des Brennstoffs enthält. Wie schon angedeutet, ist dieses Verfahren, dem in der praktischen Raketentechnik eine große Zukunft gegeben wird, mit einem sehr ökonomischen Verbrauch von Brennstoff für die innere Kühlung verbunden, weil die Anreicherung mit Brennstoff auf eine dünne, wandnahe Schicht beschränkt bleibt.

Zur Frage des Materials für die Ausgestaltung einer Brennkammer mit einer „schwitzenden“ Innenwand kann auf die früher erwähnten Sinterwerkstoffe verwiesen werden. Deren innere Struktur kommt den gestellten Forderungen geradezu ideal entgegen. Dieser Umstand ist dem besonderen Herstellungsprozeß zu verdanken, bei dem der pulverförmige Ausgangsstoff unter Druck- und Temperatureinwirkung zu einer zwar festen, aber doch porösen Masse „verklebt“ wird. Im Verein mit der großen Beständigkeit gegenüber sehr hohen Temperaturen macht diese weitere Eigenschaft die Sinterwerkstoffe zu einem besonders aussichtsreichen Werkstoff für den Bau von Brennkammer- und Düseninnenwandungen. Natürlich ist gerade bei derartigen Materialien auch den Festigkeitsfragen große Beachtung zu widmen. Erinnert sei an die Druckdifferenz zwischen Feuergasraum und Kühlmantel. Doch dürften die gegenwärtigen Fortschritte in der Pulvermetallurgie auch in dieser Hinsicht zu guten Werkstoffen führen.

In diesem Zusammenhang sei noch eine raketentechnisch sehr wichtige Anwendungsmöglichkeit der Schwitzkühlung unter Einsatz von hochschmelzenden Sinterwerkstoffen erwähnt. Die Rückkehr von ballistischen oder astronautischen Flugkörpern zur Erdoberfläche ist auf Grund unter Umständen sehr hoher Geschwindigkeiten mit intensiver aerodynamischer Aufheizung der Außenhaut des Flugkörpers in den dichteren Schichten der Erdatmosphäre verbunden. Hier könnte vielleicht der sinnvolle Einsatz einer Schwitzkühlung für die Außenhaut, zumindest an ihren gefährdeten Teilen, die Gefahr einer thermischen Zerstörung in gewissem Umfang verringern. Allerdings würde die Totmasse des Flugkörpers durch den während des gesamten Fluges mitzuschleppenden Kühlstoffanteil nicht gerade vorteilhaft beeinflußt werden. Dabei bleibt aber zu entscheiden, ob andere Verfahren zur Sicherung einer ungefährdeten Rückkehr nicht mit noch ungünstigeren Totmassen verbunden sind.

4.4 Fördersysteme für flüssigen Treibstoff

4.41 Druckgasförderung

Wie aus den bisherigen Betrachtungen über die prinzipielle Arbeitsweise von Raketentriebwerken hervorging, ist die Erzeugung eines leistungsfähigen Antriebsstrahls mit thermochemischen Brennkammerreaktionen verbunden, als deren Folge sich zum Teil recht hohe Feuergasdrücke ergeben. Bei modernen Hochdrucktriebwerken kann der Brennkammerdruck, wie gleichfalls schon erwähnt wurde, über 50 at betragen. Die zur leistungsgerechten Aufrechterhaltung des Verbrennungsprozesses notwendigen Treibstoffmengen müssen gegen diesen Druck in die Brennkammer gefördert werden. Will man gute Gemischbildung erzielen, so ist es außerdem unumgänglich, den Treibstoff mit einem gewissen Überdruck in die Brennkammer einzuspritzen. Bedenkt man noch, daß die Strömungswiderstände in Leitungen und Ventilen zwischen Treibstoffbehälter und Brennkammer mit unvermeidbaren Druckverlusten für den fließenden Treibstoff verbunden sind, so bekommt man eine ungefähre Vorstellung von den unter Umständen sehr hohen Leistungsanforderungen an die Vorrichtungen und Hilfsmittel zur Erzeugung des notwendigen Ausgangsförderdrucks.

Die Verfahren zur Erzeugung der Treibstofförderdrücke kann man in zwei Hauptgruppen einteilen. In der einen Gruppe sind die sogenannten *Druckgasfördersysteme* zusammengefaßt, in der anderen alle *Verfahren unter Verwendung von Treibstoffpumpen.* Zunächst sollen hier die Druckgasfördersysteme näher betrachtet werden, die manchmal auch als *Verfahren mit Verdrängerzuführung* bezeichnet werden.

Das Grundprinzip sämtlicher Druckgasfördersysteme ist gleich, wenn sich im einzelnen teilweise auch recht erhebliche Unterschiede in den technischen Verfahrensweisen ergeben. Bei der Verdrängerzuführung wird der Treibstoff durch ein unter hohem Druck in die Treibstoffbehälter eintretendes Gas der Brennkammer zugeführt. Die verschiedenen Systeme dieses Förderverfahrens unterscheiden sich einmal durch die Methode der Druckgaserzeugung und zum anderen nach den Verfahren, wie man das Druckgas auf den flüssigen Treibstoff wirken läßt. In allen Fällen ist die Entfaltung großer Druckkräfte in den Treibstoffbehältern erforderlich. Diese Behälter müssen also unbedingt so fest ausgelegt werden, daß sie den auftretenden Drücken standhalten. Das heißt, sie werden entsprechend dickwandig und schwer, ein Nachteil aller Druckgasfördersysteme. Allerdings spielen dabei auch wieder die speziellen Leistungsforderungen und Verwendungszwecke der Triebwerke eine Rolle. Für Raketen mit großen Treibstoffzuladungen, also von einigen Tonnen an aufwärts, und vor allem bei Hochdruckbetrieb wird man natürlich niemals Druckgasförderung anwenden, weil sich dadurch eine sehr große Totmasse für die Raketenkonstruktion ergeben würde. Für diese Verhältnisse und Zwecke sind andere Förderverfahren günstiger, über die anschließend berichtet werden soll. Für Triebwerke geringerer Leistung jedoch läßt sich die Druckgasförderung durchaus mit gutem Erfolg einsetzen. Das betrifft beispielsweise Triebwerke für Flugzeugabwehrraketen und Flugzeugstarthilfen auf Flüssigtreibstoffbasis. Die in allen Punkten kleinere Dimensionierung dieser Triebwerkstypen ergibt für Verdrängungszuführung günstigere Massenverhältnisse in bezug auf die gesamte Totmasse, als es durch die Verwendung entsprechender Förderpumpen möglich wäre.

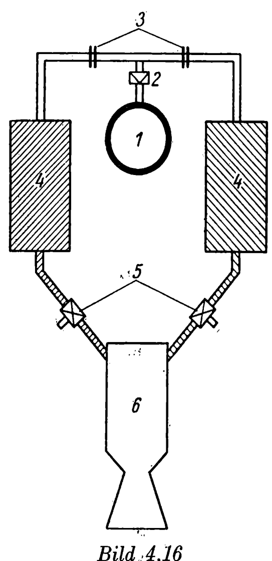


Bild 4.16
Schema der Druckgasförderung

Ein sehr einfaches System zur Förderung von Treibstoff durch Druckgas ist in Bild 4.16 schematisch dargestellt. Das Druckgas wird dabei vor Inbetriebnahme des Triebwerks in einem Hochdruckbehälter *1* gespeichert. Der Druck in dem Behälter kann, in Abhängigkeit von den fördertechnischen Daten, in der Größenordnung von 200 bis 300 at liegen. Man gibt, wenn es die Grundform des Flugkörpers zuläßt und die sonstigen konstruktiven Voraussetzungen gegeben sind, diesem Hochdruckbehälter möglichst die Form einer Kugel, weil die Masse eines solchen Behälters bei gleichem Volumen, verglichen mit der Masse jedes

anders geformten Behälters, ein Minimum wird. Man wird jedoch nicht immer diese massemäßig ideale Form verwirklichen können, vor allem, wenn Probleme der günstigsten Raumausnutzung im Flugkörper im Vordergrund stehen.

Beim Anlassen des Triebwerks wird dem Druckgas der Weg durch das Reduzierventil *2* freigegeben. Die entsprechende Regelung dieses Reduzierventils, das eine Herabsetzung des hohen Drucks, mit dem das Gas aus dem Hochdruckbehälter strömt, bis auf den Druckwert, der zur Förderung des Treibstoffs vorgesehen ist, bewirkt, ist ein sehr wichtiger Vorgang. Schließlich ist davon die gleichmäßige Treibstoffzuführung zur Brennkammer abhängig. Ohne Reduzierventil würde der Druck in den Treibstoffbehältern von einem Maximalwert je nach Treibstoffverbrauch und Gasausdehnung sehr schnell abfallen. Zwischen dem Reduzierventil und den Treibstoffbehältern *4* befinden sich in den Druckgasleitungen noch zwei Ventile *3*, die vor dem Anlaufen des Triebwerks das Überströmen und Vermischen der Treibstoffkomponenten verhindern sollen, falls sich das Gerät nicht in vertikaler Lage befindet. Man bildet sie als einfache Sprengmembranventile aus, deren Zerstörung mit Einsetzen der Druckgaswirkung den Weg für das Druckgas zu den Treibstoffbehältern freigibt. Eine der gewünschten Leistung des Triebwerks entsprechende Regelung des Treibstoffzustroms zur Brennkammer *6* erfolgt durch die in den Zuleitungen befindlichen Ventile *5*. Ein Treibstofffördersystem dieser Art ist also recht einfach und hat daher für kleinere und schwächere Triebwerke auch schon oft Anwendung gefunden.

Die Druckgasförderung nach dem eben geschilderten Prinzip, also durch Druckgas aus einem besonderen Hochdruckbehälter, hat aber außer den allen Verdrängungszuführungssystemen eigenen Mängeln noch einen besonderen Nachteil. Er ist darin zu sehen, daß die Masse des für das Herausdrücken des gesamten Treibstoffs aus den Behältern erforderlichen Gases sehr groß werden kann. So sind beispielsweise für die Zuführung von 1 m³ Treibstoff bei einem Druck von 35 bis 40 at in den Behältern etwa 50 kg Luft erforderlich. Der Hochdruckbehälter muß, um diese Gasmenge aufnehmen zu können, ein Fassungsvermögen von rund 150 l haben. Dabei ist ein Anfangsdruck von 300 at in dem Hochdruckbehälter vorausgesetzt. Ein entsprechender Hochdruckbehälter in Kugelform aus hochwertigem Stahl hat bei einem Durchmesser von 680 mm eine Masse von ungefähr 150 kg. Dieser allein auf den Hochdruckbehälter entfallende Massenanteil zeigt, bezogen auf die damit erzielte Leistung des Fördersystems, daß ein Zuführungsverfahren dieser Art für Hochleistungsraketen kaum in Frage kommen kann.

Selbstverständlich kann auch nicht jedes beliebige Gas als Druckgas in derartigen Fördersystemen Verwendung finden. Diese Einschränkung gilt aber auch für alle Verfahren, bei denen ein Druckgas unmittelbar mit den flüssigen Treibstoffkomponenten in Berührung kommt. So sind vor allem Gase unzulässig, die mit den flüssigen Treibstoffkomponenten oder deren Verdampfungsprodukten explosive oder sonst irgendwie reagierende Gemische ergeben würden. Am vorteilhaftesten sind daher chemisch neutrale Gase, wie Stickstoff und Helium. Einfache Druckluft wird man also nur in besonderen Fällen einsetzen können, es sei denn, man bedient sich eines kleinen technischen Kunstgriffs und läßt das Druckgas nicht direkt mit der Treibstoffflüssigkeit in Berührung kommen, sondern leitet es in eine sogenannte *Verdrängerblase*, die sich in dem betreffenden Treibstoffbehälter befindet. Die Druckluft bläht die Verdrängerblase allmählich

auf und drückt so, gewissermaßen indirekt, den Treibstoff aus dem Behälter heraus. Es muß natürlich auch dabei darauf geachtet werden, daß die Wechselwirkungen zwischen dem flexiblen Material der Blase und dem Treibstoff nicht zu unerwünschten Folgen führen. So würde beispielsweise die Verwendung einer Verdrängerblase in einem Flüssigsauerstofftank wegen seiner niedrigen Temperatur wohl größte Schwierigkeiten bereiten. Druckgasfördersysteme mit Verdrängerblase haben jedoch in der Raketenpraxis schon vielfältig Anwendung gefunden.

Die eben erwähnte Möglichkeit des Auftretens von chemischen Reaktionen zwischen Druckgas und Treibstoffkomponente bei direkter Berührung kann aber auch genutzt werden. Wenn nämlich das Einleiten eines Gases oder einer speziellen Flüssigkeit in den betreffenden Treibstoffbehälter dort zur Bildung von zusätzlichem Druckgas unter Reaktion eines Teils des Treibstoffs führt, wäre damit eine Möglichkeit gegeben, die Menge des primären Druckgases oder sonstigen Wirkstoffs erheblich zu reduzieren. Es wurden schon zahlreiche Vorschläge dieser Art gemacht, aber dieses Verfahren hat doch nicht zu übersehende Nachteile. Erstens ist es nicht immer möglich, zu einer gewählten Treibstoffkomponente auch eine entsprechende reaktionsfähige Substanz zu finden, und zweitens läßt sich ein derartig diffiziler Reaktionsablauf in den Treibstoffbehältern kaum sicher kontrollieren und beherrschen. Aus diesem Grund hat dieses Verfahren auch bisher kaum praktische Anwendung gefunden.

Als Variante des eben dargestellten Fördersystems kann man sich noch folgendes Verfahren denken: Wenn als Oxydator Flüssigsauerstoff eingesetzt wird, können die sich infolge der unvermeidlichen Verdampfung bildenden gasförmigen Sauerstoffanteile zur Druckbildung im Sauerstoffbehälter ausgenutzt werden. Unter Umständen ließe sich sogar ein Teil des frei werdenden gasförmigen Sauerstoffs unter Verwendung einer Verdrängerblase in den Brennstoffbehälter einleiten. Aber auch diese Methode ist in ihrem Ablauf außerordentlich schlecht zu beherrschen, so daß sie gleichfalls kaum praktische Anwendung gefunden haben dürfte.

Wesentlich günstigere Bedingungen ergeben sich dagegen für Druckgasfördersysteme, bei denen das Druckgas in erwärmtem oder sogar heißem Zustand angewendet wird. Die gegenüber dem „Kaltverfahren" kleinere Dichte des Druckgases im heißen Zustand hat eine entsprechende Verminderung der zur Förderung eines bestimmten Treibstoffvolumens notwendigen Druckgasmenge zur Folge. Infolgedessen werden auch die Abmessungen und die Masse des zur Druckgasspeicherung im Flugkörper erforderlichen Hochdruckbehälters kleiner.

Zur technischen Lösung dieses recht bedeutsamen Grundgedankens gibt es verschiedene Wege. So ließe sich eine Vorwärmung des ursprünglich kalten Druckgases eventuell unter Ausnutzung der Verbrennungswärme des in geringen Mengen in einer kleinen Hilfsbrennkammer reagierenden Treibstoffs erreichen, oder man läßt das kalte Druckgas ganz fort und benutzt die in der kleinen Hilfsbrennkammer entstehenden Verbrennungsgase zur Treibstoffförderung. Die Verwendung eines Teiles der flüssigen Treibstoffkomponenten verursacht einen recht komplizierten zusätzlichen technischen Aufwand für die Regelung der Druckgaserzeugung. Unter Umständen wären auch die in der Hilfsbrennkammer auftretenden Temperaturen so hoch, daß weitere Hilfsmittel zur Temperatursenkung notwendig werden könnten. Man kann diese Komplikationen weitgehend vermeiden, wenn man an Stelle des reagierenden flüssigen Treibstoffs eine ent-

sprechend ausgelegte Feststoffpatrone zur Erzeugung des Druckgases einsetzt. Der Abbrand einer solchen Feststoffpatrone läßt sich heute nach der maximalen Verbrennungstemperatur und vor allem der gleichmäßigen Gaserzeugung je Zeiteinheit so befriedigend festlegen, daß mit dieser Anordnung eines der erfolgreichsten Druckgasfördersysteme gegeben ist.

Infolge der kleinen Dichte der heißen, aus der Feststoffpatrone entwickelten Verbrennungsgase kann man für die Zuführung von 1 m³ Treibstoff zur Brennkammer etwa 12 bis 15 kg Feststoffladung unter Berücksichtigung verschiedener Abkühlungseffekte in Leitungen und Behältern annehmen. Nun haben außerdem Feststoffpatronen noch eine verhältnismäßig große Dichte (im Vergleich zu Hochdruckgas), so daß Volumen und Masse des Hilfsbrennraums nicht einmal allzu groß zu werden brauchen. Es ist daher möglich, unter Einsatz einer Feststoff-Druckgaserzeugungsanlage zur Verdrängung der gleichen Menge Treibstoff, verglichen mit Hochdruckgasspeicherung, etwa 160 kg Konstruktionsmasse je m³ Fördermenge in der Förderanlage einzusparen. Es muß aber mit Nachdruck darauf hingewiesen werden, daß sich die für Druckgasförderanlagen verwendbaren Feststoffpatronen ganz erheblich von den üblichen Treibsätzen auf Feststoffbasis unterscheiden. Während Raketentreibsätze gewöhnlich mit Verbrennungstemperaturen um etwa 2000°C arbeiten und zumeist für Brennzeiten unter 40 bis 45 Sekunden ausgelegt werden, müssen die Feststoffpatronen zur Druckgaserzeugung für mehrere Minuten konstanten und betriebssicheren Abbrand liefern, wobei die Temperaturen höchstens 600 bis 900°C betragen dürfen. Die Verbrennungsgeschwindigkeiten v_r derartiger Sätze sind daher sehr klein und liegen meist zwischen 0,8 und etwa 3,0 mm/s.

Zusammenfassend sei darauf hingewiesen, daß alle Druckgasfördersysteme zumindest erheblich festere und darum schwerere Treibstoffbehälter als die noch zu erörternden Pumpenfördersysteme erfordern. Außerdem können die Druckgaserzeugungs- oder -speicheranlagen mit recht erheblichem Massenaufwand verbunden sein. Diese für die Massenbilanz des Flugkörpers nachteiligen Faktoren werden jedoch nur bei Hochleistungstriebwerken (großer Schub, hohe Verbrennungsdrücke, lange Brennzeiten) besonders kritisch. Bei kleineren und schwächeren Triebwerken ist der Massenanteil des Druckgasfördersystems aus konstruktiven Gründen durchweg niedriger als für ein gleichwertiges Pumpenfördersystem. Letztere bleiben daher in ihrer Anwendung in der Hauptsache auf Triebwerke für Großraketen beschränkt.

4.42 Förderung durch Pumpenaggregate

Der bedeutsamste Vorteil der Pumpenzuführung gegenüber den Verdrängersystemen liegt darin, daß in den Treibstoffbehältern der Triebwerke keine hohen Drücke erzeugt werden müssen. In einigen Fällen sorgt man zwar für einen geringeren Überdruck (etwa 2 bis 3 at) in den Behältern, um das Einlaufen der flüssigen Treibstoffkomponenten in die Pumpenzuleitungen zu unterstützen, aber dabei ist keine größere Dicke der Behälterwandungen erforderlich.

Zu den Ausführungsformen von Treibstofförderpumpen und ihrer Antriebssysteme ist folgendes zu sagen: Gewöhnliche Kolbenpumpen erweisen sich für diesen Anwendungszweck allgemein als nicht geeignet, weil für große Förderleistungen der mechanische Aufwand zu einer Schwerfälligkeit des ganzen Systems führt. Darüber hinaus sind unter Umständen recht schwierige Dichtungs-

probleme für manche Treibstoffe zu lösen. Allerdings lassen sich, wie *J. Stemmer* betont, Kolbenpumpen nach Art der Einspritzpumpen für Dieselmotoren bei einfachen Experimenten mit kleineren Triebwerken zur Förderung von „normalen" Brennstoffen (Kohlenwasserstoffe) verwenden. Für Treibstoffkomponenten wie Flüssigsauerstoff, Salpetersäure und Fluor können sie allerdings nicht verwendet werden. Bei Großversuchen mit Flüssigkeitstriebwerken wird daher als Förderaggregat die Kreiselpumpe, meistens in der speziellen Form der Zentrifugalpumpe, verwendet.

Bei diesem Pumpentyp strömt die zu fördernde Flüssigkeit in axialer Richtung in das Laufrad hinein und wird durch dessen schnelle Drehung radial in ein Spiralgehäuse gedrückt, von wo die Weiterleitung erfolgt. Bei diesem Vorgang werden sowohl der Druck als eventuell auch die Geschwindigkeit der Flüssigkeit erhöht. Die sich dabei ergebende sogenannte *Geschwindigkeitshöhe* kann im Leitschaufelteil des Spiralgehäuses für eine zusätzliche Drucksteigerung nutzbar gemacht werden. Die Leistung derartiger Pumpen ist nach der Auslegung von der Drehzahl des Laufrades abhängig. Die Drehzahl wird man so groß wie möglich wählen, um die Abmessungen der Pumpe klein zu halten. Als bemerkenswerte Vorteile der Kreiselpumpen gegenüber den Kolbenpumpen seien stoßfreie Förderung, Fortfall störanfälliger Ventile, kleine Abmessungen und geringe Masse bei sehr großen Leistungen genannt.

Für die konstruktive Auslegung der Treibstoffpumpen ist der Förderdruck, ebenso wie die Fördermenge, in der Regel vorgegeben. Aus Massegründen wird man versuchen, mit einer einstufigen Pumpe für jede Treibstoffkomponente auszukommen. Bei der Konstruktion der Brennstoffpumpe erwachsen meist kaum nennenswerte Schwierigkeiten; dafür müssen um so mehr Faktoren beim Aufbau von Pumpen für so schwierig zu handhabende Stoffe wie Flüssigsauerstoff, Salpetersäure, Wasserstoffsuperoxyd, Fluor und ähnliche beachtet werden. In diesen Fällen kommt der Auswahl der richtigen Werkstoffe, den Dichtungsproblemen und den Fragen der günstigsten Lagerung drehender Teile außerordentlich große Bedeutung zu. Auf konstruktive Einzelheiten hier näher einzugehen dürfte kaum notwendig sein, weil auf die einschlägige Fachliteratur verwiesen werden kann. Lediglich der Hinweis mag noch von Interesse sein, daß für Raketenantriebe nur solche Pumpen zur Anwendung kommen, bei denen der Druck des Fördergutes, wie schon angedeutet, am Austritt des Pumpengehäuses größer ist als am axialen Eintritt.

Das vorteilhafteste Antriebsaggregat für Kreiselpumpen ist die Dampf- oder Gasturbine, weil mit ihrer Hilfe die notwendigen hohen Drehzahlen für die Pumpen leicht erreicht werden können. Es erwies sich konstruktiv als vorteilhaft, die Turbine und die entsprechende Anzahl von Treibstoffpumpen, eventuell auch Kühlmittelpumpen, auf einer gemeinsamen Welle anzuordnen. Auf diese Weise entstehen die sogenannten *Turbopumpenaggregate* (Bild 4.17), die im Zuge der Raketenentwicklung zu äußerst wichtigen Bestandteilen hochleistungsfähiger Triebwerke geworden sind. Man nennt die Turbopumpen in Flüssigkeitsraketen häufig auch, nicht ganz zu Unrecht, das Herz der Triebwerke. Sie regeln nicht nur deren Schub, sondern ihre Betriebssicherheit ist auch von entscheidendem Einfluß auf die Gesamtfunktion des Antriebsaggregats. Der Entwicklung und Herstellung geeigneter Turbopumpen muß daher in der Raketentechnik besondere Aufmerksamkeit gewidmet werden.

Zum Antrieb der Turbinen ist hochgespanntes Gas oder überhitzter Dampf erforderlich. Die Erzeugung dieser Arbeitsmedien erfolgt meist in besonderen Gas- oder Dampferzeugern. Die gebräuchlichen Verfahren zur Erzeugung von Gas oder Dampf sind recht verschieden. Ein mit gutem Erfolg erprobtes Verfahren

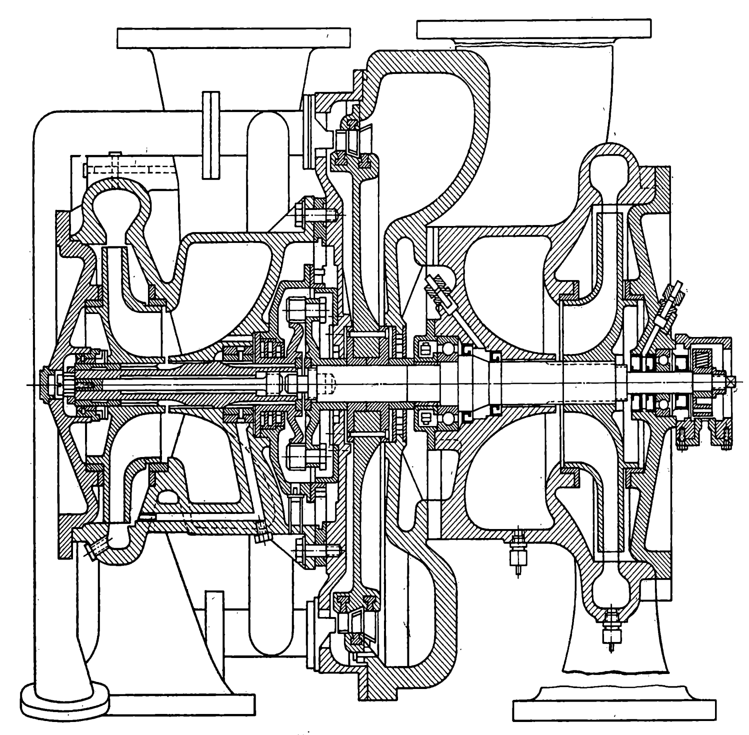
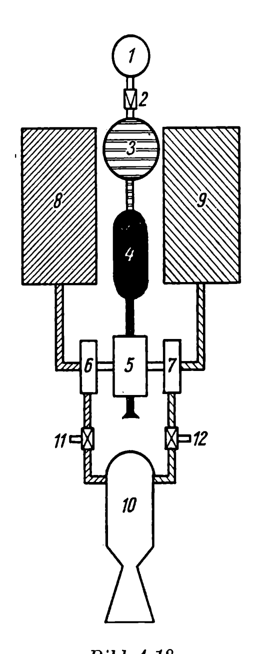


Bild 4.17 Turbopumpenaggregat

beruht auf der Zersetzung von Wasserstoffsuperoxyd in Gegenwart von Kalziumpermanganat. Das Betriebsschema eines Fördersystems dieser Art ist stark vereinfacht in Bild 4.18 dargestellt. Aus einem oder mehreren Druckgasbehältern *1* strömt über ein Reduzierventil *2* gasförmiger Stickstoff in den Peroxydbehälter *3* und drückt das Peroxyd in den Gas-Dampf-Generator *4*. In diesem findet die katalytische Zersetzung des Peroxyds statt, wobei neben überhitztem Wasserdampf gasförmiger Sauerstoff entsteht. Dieses Arbeitsmedium beaufschlagt die Turbine *5*, von der die beiden Treibstoffpumpen *6* und *7* angetrieben werden. Der Zufluß der Treibstoffkomponenten aus den Behältern *8* und 9 über die Pumpen zur Brennkammer *10* kann durch pneumatisch betätigte Ventile *11* und *12* geregelt werden. Der Abdampf der Turbine wird über eine besondere Leitung

in der Nähe der Hauptdüse ins Freie geführt, wenn er nicht noch anderweitig verwendet wird.

Dieses Schema läßt sich dadurch verändern, daß bei der Erzeugung des Arbeitsmediums nicht besondere Hilfsstoffe, sondern kleinere Mengen des Haupttreibstoffs Verwendung finden, wie aus Bild 4.19 zu ersehen ist. Voraussetzung für



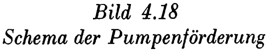


Bild 4.18
Schema der Pumpenförderung

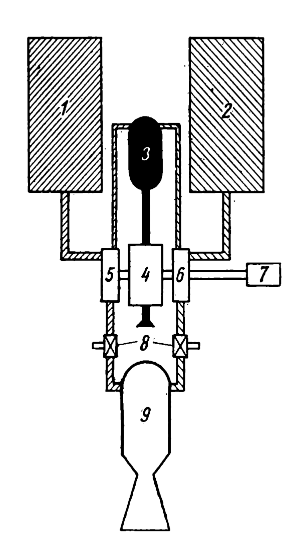


Bild 4.19 Schema der Pumpenförderung unter Verwendung des Haupttreibstoffs

ein derartiges Verfahren ist natürlich, daß die Treibstoffkomponenten in geeigneter Weise miteinander reagieren. Nicht immer wird es günstig sein, die in der Hauptbrennkammer ablaufende Reaktion sozusagen im kleinen noch einmal im Gasgenerator zu kopieren, da „heiße" Reaktionen an dieser Stelle recht große technische Probleme aufwerfen würden. Brauchbarer wären auch hier wieder relativ „kalt" verlaufende Gas-Dampf-Entwicklungen. Dadurch wird der Anwendungsbereich dieses Verfahrens natürlich ziemlich eingeschränkt. Außerdem erfordert es noch eine elektrische Anlaßvorrichtung für die Startphase, weil die Pumpen zunächst erst einmal bestimmte Mengen der Treibstoffkomponenten in den Gasgenerator fördern müssen, ehe die Turbine ihre Antriebsarbeit aufnehmen kann.

Das bekannteste Beispiel für Fördersysteme mit Turbopumpenaggregate nach dem zuerst genannten Schema, also unter Verwendung von Hilfsstoffen zur

Gas-Dampf-Erzeugung, war die Förderanlage des Aggregat 4 (A4). Als Hilfsstoffe dienten hier (Bild 4.20) hochkonzentriertes Wasserstoffsuperoxyd *3* und gelöstes Permanganat *4*. Beide Stoffe wurden durch Druckluft, aus acht Druckflaschen *1* über das Reduzierventil *2* strömend, in den Gas-Dampf-Erzeuger *5* gefördert. Durch die darin ablaufende Reaktion entstand ein Gas-Dampf-Gemisch mit einer Temperatur von etwa 400 bis 500°C, je nach der Konzentration des Peroxyds. Je Sekunde wurden dabei rund 2 kg Gas-Dampf erzeugt. Die Masse des Gas-Dampf-Generators betrug einschließlich Armaturen rund 148 kg. Das Arbeitsmedium wurde einer zweistufigen Curtis-Turbine *6* zugeleitet. Auf der gleichen Welle mit dem Turbinenrad saßen die Zentrifugalpumpen für den flüssigen Sauerstoff *7* und den Äthylalkohol *8*. Das Turbopumpenaggregat wurde durch diesen Aufbau sehr leistungsfähig und kompakt (Bild 4.17 und 4.21). Die Höchstdrehzahl der Turbine war 5000 min^{-1}, während die Leistung des gesamten Turbopumpenaggregats 680 PS bei einer Masse von etwa 150 kg betrug. Die einzelnen Daten dieses Förderaggregats sind in Tafel 4.6 zusammengestellt.

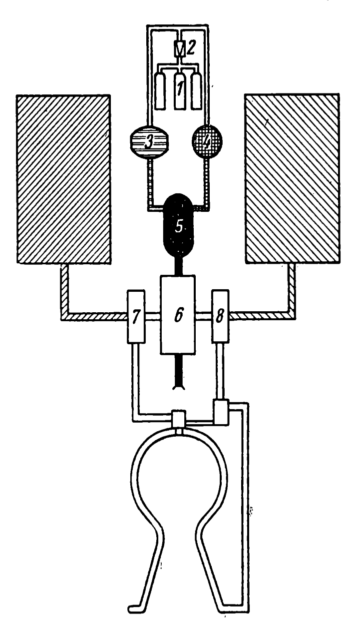


Bild 4.20 Förderschema des A4

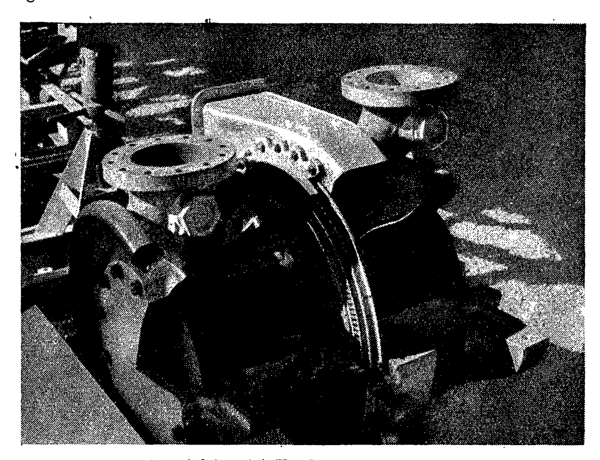


Bild 4.21 A4-Turbopumpenaggregat

Tafel 4.6 Technische Daten des A4-Turbopumpenaggregats
(nach *G. P. Sutton*)

Turbine	
Laufraddurchmesser	447 mm
Arbeitsdruck	26,3 at
Druck am Ausgang	1,6 at
Dampftemperatur (Eingang)	380°C
Dampfverbrauch	2,1 kg/s
Leistung (bei $n = 3800\ \text{min}^{-1}$)	460 PS
Alkoholpumpe	
Zentrifugalraddurchmesser	320 mm
Förderdruck	21,8 at
Förderleistung (bei $n = 3800\ \text{min}^{-1}$)	55,9 kg/s
Leistungsaufnahme	270 PS
Sauerstoffpumpe	
Zentrifugalraddurchmesser	262 mm
Förderdruck	17,6 at
Förderleistung (bei $n = 3800\ \text{min}^{-1}$)	69,1 kg/s
Leistungsaufnahme	190 PS
Totale Fördermenge	125 kg/s
Konstruktionsmasse	150 kg

Wie *H. H. Kölle* in einer eingehenden Untersuchung zeigen konnte, ist der Einfluß der Auslegung von Turbopumpen und Turbinen auf die Flugleistungen von Flüssigkeitsraketen bei kurzen Betriebszeiten erheblich. Er kommt dabei zu dem Schluß, daß für Turbinen kurzer und mittlerer Betriebsdauer sowie relativ kleiner Leistungen zweistufige Curtis-Räder die wirtschaftlichsten Verhältnisse ergeben. Wenn große Leistungen gefordert werden und kurze Brennzeiten gegeben sind, sollte das zweistufige Curtis-Rad ohne Getriebe die günstigste Lösung ergeben, während bei noch größeren Leistungen eine hochtourige 2-C-Turbine mit Getriebe vorteilhafter wäre. Für den vorläufig theoretischen Fall eines mehrstündigen Betriebs sollte die mehrstufige Überdruckturbine mit Getriebe allen anderen Turbinenarten überlegen sein. Als Leistungsmasse bei 100 PS Wellenleistung gibt *H. H. Kölle* etwa 0,35 kg/PS an und bei Wellenleistungen von 5000 PS und mehr etwa 0,10 kg/PS und darunter.

4.5 Zur Ermittlung der Startmassen von Stufenraketen

Selbstverständlich ist es notwendig, neben den Betrachtungen zur Technik des einzelnen Raketentriebwerks auch den Problemen der Gesamtprojektierung von Antriebssystemen, darunter besonders der mehrstufigen, entsprechende Aufmerksamkeit zu widmen. In der Praxis liegen hierin natürlich sogar zum Teil die technischen Hauptaufgabenstellungen. Aber dieses Gebiet ist in seinen Details so ungeheuer vielfältig, selbst in seinen elementarsten Beziehungen, und außerdem ist es zur Zeit noch so wenig systematisiert, daß es im Rahmen der hier zum Ziel gesetzten einführenden Betrachtungen nicht möglich ist, umfassend darüber zu berichten. Einige allgemeine Hinweise auf grundlegende Beziehungen zur Theorie der Mehrstufenraketen sollten jedoch auf jeden Fall nützlich sein.

Von besonderem Interesse sind in diesem Zusammenhang immer wieder Überlegungen, die mit der Ermittlung der Gesamt- und Teilmassen großer Stufenraketen in Verbindung stehen, weil sie eine gewisse Vorstellung von dem Gesamtaufwand an konstruktiven Lösungen und Material bei einer bestimmten, notwendigen Antriebsleistung vermitteln können. Ausschlaggebende Bedeutung kommt bei allen Auslegungen mehrstufiger Trägerraketen einer klaren Definition und einer übersichtlichen Nomenklatur der konstruktiv bestimmten Faktoren zu. Leider hat sich bisher eine entsprechend vereinheitlichte, internationale Nomenklatur dieses Arbeitsgebietes nicht aufstellen lassen. Unter diesem Vorbehalt sind für die anschließenden, stark vereinfachten Betrachtungen, die jedoch für Überschlagskalkulationen durchaus brauchbar und korrekt sind und eine Möglichkeit zur Abschätzung gewisser Grenzen aufzeigen, einige Definitionen besonders zu beachten.

Vor allem soll zunächst der sonst übliche Ausdruck *Mehrstufenrakete* durch den prägnanteren Begriff *mehrstufiges Raketensystem* ersetzt werden. Damit läßt sich dann das vollständige Trägersystem zweckmäßig in *Untersysteme* und *Stufen* einteilen. Diese Unterteilung ist außerordentlich wichtig und muß dementsprechend streng beachtet werden. Einem von *M. Vertregt* vorgeschlagenen Weg folgend ist es empfehlenswert, Numerierungen innerhalb dieser Unterteilungen von der Spitze des Trägersystems herunter zur Startstufe durchzuführen. Also, entgegengesetzt zur sonst üblichen Definition, liegt dabei die 1. Stufe an der Spitze des Trägersystems, während die Startstufe als n-te Stufe (n entsprechend der Gesamtzahl der vorgesehenen Stufen) auftritt. Dieses Schema der für das Indizieren konstruktiver Faktoren wichtigen Numerierung wird dadurch sinnvoll, weil man bei der Auslegung eines Trägersystems logischerweise von der Hauptnutzmasse (Meßgeräte, Ausrüstung für bemannten Flug usw.) ausgehen muß und danach abwärtsschreitend die einzelnen Stufen und Untersysteme erfaßt. Als *Stufe 1* wird der selbständige Antriebsteil bezeichnet, der als letzter den Antrieb für die Hauptnutzmasse übernimmt. Mit dieser zusammen bildet die Stufe 1 dann das *Untersystem 1*. Dieses wieder stellt die Nutzmasse innerhalb des *Untersystems 2* dar, dessen zweiter Bestandteil die *Stufe 2* ist (der als vorletzter arbeitende Antriebsteil). Das Untersystem 2 und *Stufe 3* bilden dann schließlich *Untersystem 3* und so fort.

Da die Betrachtungen unter Annahme eines kräftefreien Raumes durchgeführt werden sollen, sind ihnen die Massen (m; M) der in Frage kommenden Konstruk-

tionsgruppen zugrunde zu legen. Es ist dabei zunächst ausreichend, vier Begriffe zu unterscheiden:

m_G Hauptnutzmasse (Geräte),
m_L Leermasse einer Stufe,
m_T Treibstoffmasse einer Stufe,
M Gesamtmasse eines Untersystems.

Mit den entsprechenden Indizes lassen sich schließlich alle notwendigen Unterscheidungen erreichen. So wird beispielsweise die Leermasse der Stufe 3 mit $(m_L)_3$ bezeichnet oder die Gesamtmasse des Untersystems 2 mit M_2. Aus diesen Definitionen folgt nun weiterhin

$$M_1 = m_G + (m_L)_1 + (m_T)_1$$

und allgemein

$$M_n = M_{n-1} + (m_L)_n + (m_T)_n .$$

Außerdem müssen noch vier Begriffe definiert werden, die als charakteristische Verhältnisse in Erscheinung treten:

p Nutzmassenverhältnis,

definiert als: $p_1 = M_1/m_G$ und $p_n = M_n/M_{n-1}$;

P totales Nutzmassenverhältnis,

definiert als: $P = M_n/m_G$ und $P = p_1 \cdot p_2 \cdot p_3 \ldots p_n$;

s Strukturverhältnis,

definiert als: $s_1 = \dfrac{(m_L)_1 + (m_T)_1}{(m_L)_1}$ und $s_n = \dfrac{(m_L)_n + (m_T)_n}{(m_L)n}$;

schließlich noch das schon früher (s. Abschn. 1.3) eingeführte

R Massenverhältnis,

hier jedoch definiert als:

$$R_1 = M_1[M_1 - (m_T)_1] \quad \text{und} \quad R_n = M_n[M_n - (m_T)_n] .$$

Die von einer einstufigen Rakete im kräftefreien Raum erzielbare maximale Brennschlußgeschwindigkeit ist bekanntlich nach (1.15)

$$v = c \ln R .$$

Für ein mehrstufiges Raketensystem ergab sich dann als maximale Brennschluß-geschwindigkeit der letzten Stufe nach (1.22):

$$v_{\text{ges}} = c_1 \ln R_1 + c_2 \ln R_2 + c_3 \ln R_3 + \qquad + c_n \ln R_n .$$

Unter Einführung von R_{ges} *totales Massenverhältnis,*

definiert als: $R_{\text{ges}} = R_1 R_2 R_3 \qquad R_n$,

ergab sich dann, unter Annahme gleicher Ausströmungsgeschwindigkeiten für alle Stufen, nach (1.24)

$$v_{\text{ges}} = c \ln R_{\text{ges}} .$$

Nach den gegebenen Definitionen führen also die Verhältnisse p und s, ebenso wie das Massenverhältnis R, zu Werten, die größer sind als Eins. Diese Methode hat für Übersichtsverfahren beträchtliche Vorteile, da sie zu besonders klaren Einblicken in die tatsächlichen Gegebenheiten führt.

Aus den drei Verhältnissen p, s und R läßt sich nun folgende Beziehung herleiten:

$$\frac{R-1}{R} = \frac{s-1}{s} \cdot \frac{p-1}{p} .$$

Davon ausgehend erhält man für eine n-stufige Trägerrakete

$$P = R_{\text{ges}} \frac{s_1 - 1}{s_1 - R_1} \cdot \frac{s_2 - 1}{s_2 - R_2} \cdot \qquad \cdot \frac{s_n - 1}{s_n - R_n} .$$

Setzt man weiterhin voraus, daß s und R für alle Stufen bzw. Untersysteme gleich sind, so erhält man

$$P = p^n = R_{\text{ges}} \left(\frac{s-1}{s - R_{\text{ges}}^{1/n}} \right)^n$$

und

$$R_{\text{ges}} = R^n = P \left(\frac{s}{p^{1/n} + s - 1} \right)^n$$

Unter Verwendung dieser Beziehungen lassen sich nun eine ganze Reihe von Überschlagskalkulationen durchführen. Zum besseren Verständnis wird abschließend noch ein einfaches Anwendungsbeispiel gegeben.

Es wird dabei nach der Startmasse eines dreistufigen Trägersystems gefragt, das 1500 kg Nutzmasse auf eine Satellitenbahn befördern soll. Als notwendiger Antriebsbedarf für das Einfliegen in diese Bahn wird $v = 9{,}9$ km/s angenommen. Die Werte für c, s und R sollen für alle Stufen bzw. Untersysteme gleich sein, und zwar $c = 3{,}3$ km/s und $s = 5{,}0$. Die angenommenen Werte für c und s

entsprechen durchaus der gegenwärtigen Praxis. Dann ergibt sich in abgerundeten Werten

$$R_{\text{ges}} = e^{\frac{9,9}{3,3}} = 20\,;$$

$$P = 20\left(\frac{5-1}{5-20^{1/3}}\right)^3 = 110{,}6.$$

Mit diesem totalen Nutzmassenverhältnis ergibt sich dann eine Startmasse von

$$M_3 = P\,m_G = 110{,}6 \cdot 1500 = 165\,900 \text{ kg}.$$

5 Raketen in der Forschung

5.1 Raketen und Höhenforschung

Wenn man die verschiedenen Anwendungsgebiete des Raketenantriebs eingehender betrachtet, so kristallisiert sich eine prinzipielle Feststellung heraus. Das Raketentriebwerk erweist sich als alleiniges Antriebsmittel überall dort, wo eine Fortbewegung unter Zuhilfenahme umgebender Medien nicht gegeben ist. Sein eigentliches Einsatzgebiet beginnt also in den höheren atmosphärischen Regionen und erstreckt sich vor allem auf den interplanetaren Raum. Dem Raketenantrieb kommt daher eine noch unabsehbare Bedeutung in der weiteren Entwicklung der wissenschaftlichen Forschung zu, bietet sich doch hierdurch die Möglichkeit, Bereiche der kosmischen Umwelt in das Streben nach umfassenden und grundlegenden Naturerkenntnissen einzubeziehen, zu denen ursprünglich dem Menschen der Zugang für immer versagt schien. Die Entwicklung und der Bau von Raketen sind daher insbesondere für Forschungszwecke sinnvoll. Aus diesem Grund treten alle anderen Anwendungsgebiete in ihrer Bedeutung zurück, wenn dem auch gegenwärtig noch eine zahlenmäßige Gegenüberstellung der bekannt gewordenen Ausführungsbeispiele von Raketen zu widersprechen scheint. Das Gegenstück zur Forschungsrakete und zum Raumfahrzeug, die militärische Kampfrakete, wird aber in dem Augenblick ein für allemal der Vergangenheit angehören, in dem die Kräfte des Friedens die Kräfte des Krieges endgültig überwunden haben. Es sei auch nicht übersehen, daß die moderne Raketentechnik ihre bedeutendsten Impulse nicht zuletzt der Arbeit von Männern wie *K. E. Ziolkowski*, *R. H. Goddard*, *H. Oberth* und anderen verdankt, die die Rakete in erster Linie als Werkzeug wissenschaftlicher Forschung sahen. Der Forschungsrakete gebührt darum der erste Platz bei der Betrachtung von Anwendungsgebieten für raketengetriebene Flugkörper.

Die Hauptaufgabe des Raketenantriebs, wenn man sich einmal so ausdrücken will, kann also in der Beförderung von Nutzlasten in außerirdische Räume gesehen werden. Weg und Zeitablauf bis zur vollkommenen Lösung des Weltraumfluges sind im wesentlichen eine Frage der Triebwerkstechnik und daher, wie aus den bisherigen Ausführungen sicher zu erkennen war, recht kompliziert und verhältnismäßig weitläufig zu befristen. Im Anfangsstadium, praktisch erst seit 1945, waren es zunächst die unteren Regionen der Erdatmosphäre, die durch Vertikalaufstiege der ersten einstufigen Großraketen erschlossen werden konnten. In dieser Epoche bürgerte sich der Begriff *Höhenrakete* im wissenschaftlichen Sprachgebrauch ein. Zu dieser Gruppe rechnet man alle Raketen, deren Nutzlast Meßinstrumente zur Ermittlung wissenschaftlich wichtiger Daten in extremen Höhen sind und die in einfachem Vertikalaufstieg eingesetzt werden. Letzterer Umstand bedingt jedoch, daß die Meßinstrumente nur verhältnismäßig kurze Zeit in den zu untersuchenden Höhen verweilen. Nach Erreichen des Gipfelpunkts der

Aufstiegsbahn wird ihre Rückkehr, eventuell durch technische Hilfsmittel mehr oder weniger gebremst, von der Gravitation der Erde erzwungen. Höhen von einigen Dutzend bis zu etwa 200 Kilometern wurden anfänglich erreicht. Heute mißt man die erreichten Entfernungen von der Erdoberfläche schon nach einigen tausend Kilometern, und zu den reinen Höhenraketen gesellten sich die ersten künstlichen Erdsatelliten als langlebige Träger wissenschaftlicher Meßgeräte.

Die Aufgaben in den Untersuchungsprogrammen für Höhenraketen sind außerordentlich vielseitig, weil sie Problemen der verschiedensten naturwissenschaftlichen Disziplinen angehören: Geophysik, Ionosphärenphysik, Meteorologie, Strahlungsphysik, Funktechnik und Astrophysik. Diese Feststellung darf nicht so verstanden werden, als würde jeder Höhenrakete ein Programm aus allen Gebieten gestellt. Eine entsprechende Instrumentierung wäre aus Gewichtsgründen kaum denkbar. So erhält jede Höhenrakete ein ausgewähltes Spezialprogramm und eine dementsprechend begrenzte Instrumentierung. Erst eine größere Anzahl von Aufstiegen verschiedener Raketen vermag also umfassende Resultate zu bestimmten Problemen zu liefern.

Für den Gesamtkomplex der wissenschaftlichen Arbeiten mit Höhenraketen und Meßsatelliten hat sich der umfassende Begriff *Höhenforschung* eingebürgert. Dabei zählt man auch medizinische und biologische Untersuchungen mit lebenden Tieren in Höhenraketen zum Begriff Höhenforschung. Um der bereits begründeten Bedeutung der Rakete als Hilfsmittel der modernen Forschung etwas Gewicht zu verleihen, scheint es angebracht, wenigstens in einigen Punkten näher auf Methoden und Ergebnisse einzugehen.

Der bisherige Arbeitsbereich der Meßgeräte von Höhenraketen und Meßsatelliten lag in der Hochatmosphäre der Erde und ihren Grenzgebieten zum freien Weltraum. Es ist daher nicht verwunderlich, wenn besonders Untersuchungen im Vordergrund standen, die entweder die speziellen Eigenarten der einzelnen Regionen der Hochatmosphäre oder bestimmte Wechselwirkungen zwischen deren molekularen und atomaren Bausteinen und den aus dem Weltraum einfallenden Strahlungen zum Gegenstand hatten und auch heute noch immer haben.

In der modernen Höhenforschung untergliedert man die irdische Atmosphäre zumeist in vier Teilbereiche. Die Abgrenzungen der so entstehenden Schichten sind jedoch nicht in allen Veröffentlichungen bis auf den Kilometer genau gleich definiert zu finden. In groben Zügen läßt sich etwa folgendes Bild vom Aufbau der Atmosphäre zeichnen (Bild 5.1): Die bodennächste Schicht ist die *Troposphäre*. Sie reicht an den Polen der Erde bis auf etwa 10 km und am Äquator bis auf rund 16 km Höhe. Sie ist infolge turbulenter Luftbewegungen außerordentlich unruhig, und in ihr entfalten sich alle äußeren Erscheinungen des Wettergeschehens. Über der Troposphäre baut sich die *Stratosphäre* auf, deren obere Grenze bei etwa 65 km liegt. In diesem Teil der Atmosphäre finden keine Wolkenbildungen mehr statt, weil der Wasserdampfgehalt praktisch gleich Null ist. Ebenso fehlen stärkere vertikale Luftbewegungen; dagegen finden sich dort recht kräftige und vor allem sehr gleichmäßige horizontale Strömungen (Strahlströmungen). Der interessanteste Bereich der Atmosphäre ist jedoch unzweifelhaft die über der Stratosphäre liegende *Ionosphäre*. Sie zeichnet sich vor allem durch das schichtweise Auftreten ionisierter Gase aus und ist in vieler Hinsicht zu einem bedeutenden Forschungsfeld der modernen Physik geworden. Über ihre

obere Grenze herrschen heute noch widersprechende Meinungen; die Auswertung der ersten Satellitenexperimente führt jedoch auch darin einen großen Schritt weiter. Es bleibt daher abzuwarten, ob der bisher meistgenannte Wert von rund 500 km bestätigt wird. Über der Ionosphäre liegt als letzte Zone die sogenannte *Exosphäre*, für die sich kaum eine exakte Grenze angeben lassen wird, da ihre besondere Eigenart gerade darin zu sehen ist, daß in ihr die immer weiter zunehmende Verdünnung der Gase einen kontinuierlichen Übergang zu den Bedingungen des freien Weltraums schafft.

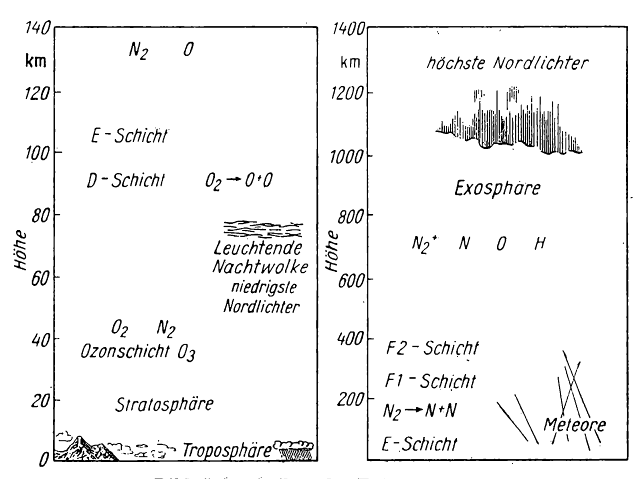


Bild 5.1 Aufbau der Erdatmosphäre

Ergänzen ließe sich dieses Schema noch durch Betrachtungen über Dichte- und Temperaturverlauf in den einzelnen Schichten, deren ausführliche Diskussion jedoch hier zu weit führen würde. Hinzu kommt, daß den bisher bei Raketenaufstiegen in Höhen über 100 km gemessenen Werten noch immer ein gewisser Unsicherheitsfaktor anhaftet. Für Höhen über 500 km bis etwa 2000 km werden überhaupt erst die noch laufenden Auswertungen der ersten Satellitenversuche genauere Anhaltspunkte liefern. Angemerkt werden mag einstweilen noch die Tatsache, daß die Troposphäre zwar nur rund 0,25 % des Gesamtvolumens der Atmosphäre umfaßt, dafür aber rund 79 % der Gesamtmasse enthält. Für die Stratosphäre sind die entsprechenden Zahlen 2 % und etwa 20 %, der Rest des Volumens entfällt dann auf Ionosphäre und Exosphäre gemeinsam, denen aber nur noch rund 1 % der Gesamtmasse zukommt.

Von größter Bedeutung für das Verstehen der physikalischen Eigenschaften und Erscheinungen in den einzelnen Schichten ist die Berücksichtigung des Einflusses der kosmischen Strahlung, vornehmlich ihres solaren Anteils. Die Atmosphäre wirkt dabei wie ein starkes Filter mit einzelnen selektiven Durchlaßgebieten, zumindest soweit es sich um Wellenstrahlung handelt. Die Durchlässigkeit der Atmosphäre in bezug auf das gesamte elektromagnetische Spektrum

zeigt Bild 5.2. Die bodennahen Schichten werden also nur noch von Strahlung im radiofrequenten Kurz- und Ultrakurzwellenbereich, aus dem Ultrarotgebiet mit Wellenlängen kleiner als etwa 15000 Å, dem anschließenden Bereich des sichtbaren Lichts und dem Ultraviolett bis herab zu etwa 2500 Å erreicht. Alle anderen Strahlungsanteile werden in der Atmosphäre mehr oder weniger stark absorbiert. Die dabei auftretenden Wechselwirkungen zwischen Strahlung und Bausteinen der Atmosphäre ergeben die speziellen physikalischen Zustände in den verschiedenen Regionen der Hochatmosphäre.

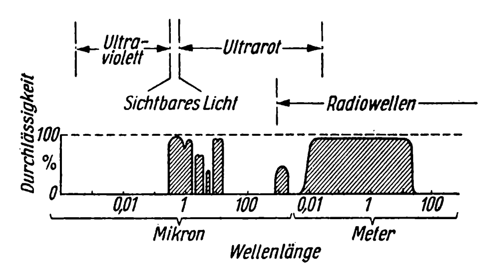


Bild 5.2 Durchlässigkeitsbereiche der Erdatmosphäre

In den einzelnen „Stockwerken" der Atmosphäre zeichnen sich bekanntlich noch einige Höhenbereiche durch besondere physikalische Erscheinungen aus. So ist in der Stratosphäre die sogenannte *Ozonschicht* eingelagert, die für die Absorption aller von außen kommenden Strahlung mit Wellenlängen unterhalb 2500 Å verantwortlich ist, soweit diese nicht schon in größeren Höhen abgefangen wurde. Ihre Entstehung verdankt sie aber gerade der Wirkung dieser absorbierten energiereichen Strahlung. Die größte Konzentration des schichtweise eingelagerten Ozons liegt zwischen 20 und 30 km, aber noch bis etwa 70 km läßt sich dessen Wirksamkeit nachweisen.

Die tieferen Bereiche der Ionosphäre (70 bis 80 km) weisen die erste konzentriertere Schicht (D-Schicht) allerdings noch schwacher Ionisation der Gasmoleküle und -atome auf. Bemerkenswert ist in diesem Zusammenhang, daß sich die chemische Zusammensetzung der Atmosphäre entgegen früheren Ansichten bis in Höhen von etwa 90 km kaum von den entsprechenden Verhältnissen an der Erdoberfläche unterscheidet. Die in 110 bis 120 km Höhe liegende E-Schicht weist die rund 1000fache Elektronendichte der D-Schicht auf, während die stärkste Konzentration freier Elektronen in der F_1- und in der sich gelegentlich ausbildenden F_2-Schicht zu finden ist. Für letztere findet man etwas um die Werte 220 bis 300 km schwankenden Höhenangaben. Die genannten Schichten der Ionosphäre zeichnen sich durch Absorption und Reflexion der radiofrequenten Strahlung aus. Sie verdanken ebenfalls ihre Entstehung hauptsächlich dem kurzwelligen Ultraviolett und noch kürzerer Wellenstrahlung der Sonne. In den äußeren Regionen der Hochatmosphäre bewirkt die kurzwelligste solare Strahlung (Röntgengebiet) neben der Ionisation der Gaspartikeln auch noch eine Aufspaltung des molekularen Stickstoffs und Sauerstoffs. Auch der atomare Stickstoff und der atomare Sauerstoff wirken als absorbierende Medien. Die hier nur

angedeuteten Verhältnisse sind in Wirklichkeit noch viel komplizierter, würden aber in ihrer ausführlichen Darstellung den Rahmen der vorliegenden Betrachtungen sprengen.

Bei näherer Betrachtung des Gesamtkomplexes zeigt sich, daß den Untersuchungen über Wechselwirkungen zwischen kosmischen, vor allem solaren Strahlungen und bestimmten Zuständen der Hochatmosphäre außerordentliche Bedeutung zukommt. Inzwischen hat sich nämlich eindeutig herausgestellt, daß die Vorgänge und Zustände in den einzelnen Regionen der Hochatmosphäre wesentlichen Einfluß auf verschiedene Erscheinungen in der Troposphäre haben. In diesem Zusammenhang sollen erwähnt werden: sekundäre kosmische Strahlung (Höhenstrahlung), ultraviolette solare Strahlung, Ausbreitung der Funkwellen, Schwankungen des erdmagnetischen Feldes, Wettergeschehen. Da aber Meßgeräte mit Ballonen höchstens bis auf etwa 40 km gebracht werden können und ansonsten nur das Studium von gewissen Erscheinungen (Nordlicht, Meteore, Nachthimmelleuchten, Leuchtstreifen, leuchtende Nachtwolken, anormale Schallausbreitung, elektrophysikalische Ionosphärenechos) sozusagen indirekte Untersuchungen gestattet, ist die Bedeutung der Höhenraketen und Satelliten als Meßgeräteträger schon allein aus diesem Grund sehr groß.

Ein sehr anschauliches Beispiel für die direkte Erfassung solarer Wellenstrahlung in bis dahin unzugänglichen Bereichen durch Raketenaufstiege vermag Bild 5.3 zu geben. Es handelt sich dabei um die gemeinsam reproduzierten Spektren des an den sichtbaren Bereich sich anschließenden kurzwelligen Teils der Sonnenstrahlung aus verschiedenen Höhen. Zur Verwendung gelangte ein Spezialspektrograph, der im nächsten Abschnitt noch näher beschrieben werden soll. Die von *Johnson, Purcell* und *Tousey* zusammengestellten Spektren zeigen deutlich die mit wachsender Höhe abnehmende Absorption durch das Ozon. Von 3000 bis 2500 Å steigt die Ozonabsorption etwa auf das Dreißigfache an. Selbst eine dünne Schicht Ozon verhindert also schon die Erfassung der in Frage kommende Wellenbereiche; deshalb muß man also möglichst über der ganzen Ozonschicht messen. Allerdings setzt bei noch kürzeren Wellenlängen die Absorption des Sauerstoffs und des Stickstoffs weitere, von der Höhe stark abhängige Grenzen.

Für die Astrophysiker wurden auf diesem Weg weitere Spektrallinien des Sonnenlichts erfaßbar, die tiefere Einblicke in das physikalische Geschehen auf der Sonne vermitteln. Man hat nach diesen ersten Versuchen noch bessere Spektrographen entwickelt und bei Raketenaufstiegen eingesetzt. Von ausschlaggebender Bedeutung bei diesen Versuchen war der Einsatz von optischen Nachführungseinrichtungen im Meßkopf der Raketen, die es ermöglichten, während der Gesamtdauer des Verweilens in großen Höhen das Sonnenlicht in optimaler Stärke im Spektrographen zur Wirkung zu bringen. Bei einem Aufstieg am 21. Februar 1955 in 117 km Höhe konnte eine Dauerbelichtung von 30 s erzielt werden. Das so gewonnene Spektrum konnte von *Johnson, Malitson, Purcell* und *Tousey* bis in den Bereich von 950 Å vermessen werden. Das Ergebnis waren rund 1000 neue Linien im Sonnenspektrum. Neben Spezialspektrographen wendet man auch Photonenzählrohre an, die besondere Gasfüllungen aufweisen und Lithiumfluoridfenster für den Durchtritt der Strahlung besitzen. Beide Methoden ergänzen sich in gewisser Hinsicht und gestatten unter anderem die Ableitung verbesserter Werte für die sogenannte *Solarkonstante*. Diese für den

Strahlungshaushalt der Erde sehr wichtige Größe, sie kennzeichnet die Menge an Strahlungsenergie, die je Zeiteinheit die Flächeneinheit am äußeren Rand der Erdatmosphäre durchsetzt, ergab sich zu:

$$2,00 \pm 0,04 \text{ cal cm}^{-2} \text{ min}^{-1} = 1,39 \pm 0,027 \cdot 10^6 \text{ erg cm}^{-2} \text{ s}^{-1}.$$

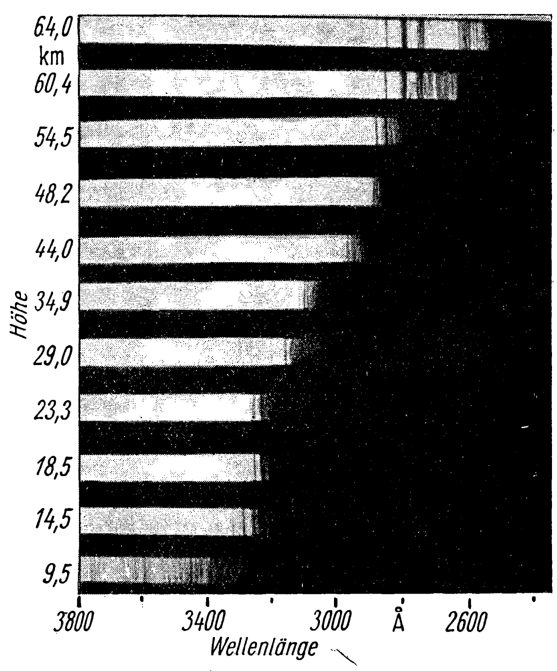


Bild 5.3 Bei einem Raketenaufstieg gewonnene UV-Spektren der solaren Strahlung

Die Messungen unterhalb 950 Å bis zum Gebiet der Röntgenstrahlung bei 100 Å werden außerordentlich schwierig. Es gibt für diesen Bereich keine geeigneten Materialien zur Entwicklung von Photonenzählerfenstern, und der Bau von entsprechenden Spektrographen wird sehr problematisch. Aus diesem Grund ist die Kenntnis über die Strahlungsverhältnisse in diesem Bereich auch noch recht lückenhaft. Das Interesse der Wissenschaftler, diese Lücken zu füllen, ist groß, denn gerade dieser Strahlungsbereich ist von besonderem Einfluß auf die Vorgänge in der Ionosphäre. Der Einfluß der Strahlenabsorption macht in diesem Bereich Messungen unterhalb 200 km unmöglich. Für die Röntgenstrahlung von 100 Å bis herab zu 1 Å lassen sich hochempfindliche Zählrohre mit dünnen Beryllium- oder Aluminiumfenstern oder mit Fenstern aus Kunststoffolien (1,6 bis 0,18 mg/cm^2) herstellen. *Byram, Chubb* und *Friedmann* fanden auf diese Weise für die extraterrestrische Intensität der solaren Röntgenstrahlung die in

Tafel 5.1 angegebenen Werte. Interessant ist, daß aus diesen Messungen auf eine Äquivalenttemperatur des Strahlers, also der Sonne, von rund 750000°K geschlossen werden konnte, was mit den Ergebnissen der radioastronomischen Untersuchungen gut übereinstimmt. Als Quelle der Strahlung muß die Korona angesehen werden.

Tafel 5.1 Aus Höhenaufstiegen ermittelte Intensitäten solarer Röntgenstrahlung zur Zeit eines Sonnenfleckenminimums
(nach *E. T. Byram* u. a.)

Bereich [Å]	Intensität [erg/cm²s]
44 ··· 100	0,060
44 ··· 60	0,023
8 ··· 20	0,00074

Dieser kurze Abriß aus der Strahlungsforschung in der Hochatmosphäre vermag wohl angenähert den großen Wert der Höhenrakete als Transportmittel für Meßinstrumente aufzeigen. Es erübrigt sich dann fast, auf die Tatsache zu verweisen, daß sowohl im Bereich der eben genannten Forschungsaufgaben als auch bei allen anderen Aufgaben der Höhenforschung die Genauigkeit und der Umfang der entsprechenden Untersuchungsmethoden durch den Einsatz von Meßsatelliten eine ganz beträchtliche und bedeutsame Steigerung erfahren. Die nach Wochen und Monaten zählende Aufenthaltsdauer der Satelliten in der Hochatmosphäre und ihren Randgebieten ermöglicht Meßreihen, die zeitlich so ausgedehnt und räumlich so umfassend sind, daß deren Auswertung besonders tiefe Einblicke in die physikalischen Beziehungen zwischen Kosmos und Erde erwarten läßt.

Es sei noch ein kurzer Blick auf andere Aufgabenstellungen für Höhenraketen gestattet. Gleichfalls in das Gebiet der Strahlungsphysik fallen Untersuchungen über die Korpuskularstrahlung. Diese aus dem Kosmos kommende Strahlung dringt mit zum Teil unvorstellbar großer Energie in die Hochatmosphäre ein. Als Folgeprodukt dieser *Primärstrahlung* entsteht bei deren Wechselwirkung mit den atomaren und molekularen Bausteinen der Atmosphäre die sogenannte *Sekundärstrahlung*, die aus Elementarteilchen, wie Mesonen, Neutronen, Protonen Elektronen, Positronen und Photonen, besteht. Die Forschungsarbeiten, die der Erscheinung der Ultrastrahlung gewidmet sind, weisen durchaus verschiedene Zielsetzungen auf. In der Hauptsache gruppieren sie sich jedoch um folgende Fragen: Zusammenhang zwischen Intensität und Höhe, Zusammensetzung der Primärstrahlung, Herkunft, biologische Wirkungen und allgemeine Wechselwirkungen.

Für die ersten bekannt gewordenen Untersuchungen der Ultrastrahlung mit Höhenraketen wurden 1946/47 in den USA mehrere der 1945 erbeuteten A4-Raketen eingesetzt. Die Messungen erfolgen mit Zählrohren, wobei die Gipfelhöhen zwischen 100 und 200 km lagen. Bei den ersten Versuchen waren die Zählrohre nicht durch besondere Abschirmungen gegen Sekundärstrahlung geschützt, die durch Schauerbildung im Material des Raketenkörpers entstand.

Um die Verfälschung der Messung durch diesen unerwünschten Effekt zu vermeiden, wurden später Zählrohre in langen Bakelitrohren untergebracht, die aus dem Raketenkörper herausragten. Bei einem Aufstieg am 29. Juli 1947 betrug die größte in der Sekunde registrierte Teilchenzahl 49 in einer Höhe von 19,8 km. Dieser in eine Maximalhöhe von 160 km führende Aufstieg erbrachte ebenso wie weitere Aufstiege am 5. März und 27. Mai 1948 den Nachweis, daß die Intensität der Ultrastrahlung ab etwa 55 km Höhe offenbar konstant bleibt. Das entsprechende Diagramm für diese drei Versuche unter der geomagnetischen Breite 41° Nord zeigt Bild 5.4.

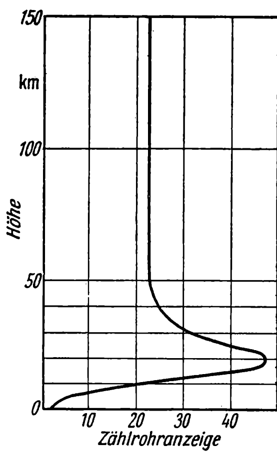


Bild 5.4 Änderung der Intensität der primären Ultrastrahlung mit der Höhe

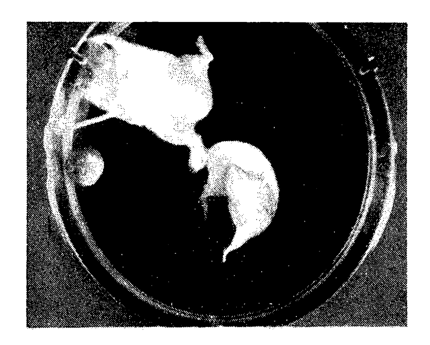
Die Untersuchungen über die Zusammensetzung der Primärstrahlung wurden mit Hilfe von abgeschirmten Zählrohrteleskopen durchgeführt, in denen die Ultrastrahlungsteilchen zur Bestimmung ihrer Energien Bleiplatten von 1 bis 2 cm Dicke durchdringen mußten. Der weitaus überwiegende Anteil der Primärstrahlung wird von Protonen, also Kernen des Wasserstoffatoms, gebildet. Der Rest besteht hauptsächlich aus Heliumkernen, neben denen aber auch Kerne schwerer Atome nachgewiesen werden konnten, so zum Beispiel Eisen- und Zinnkerne. Es scheint so, als ob die primäre Ultrastrahlung Atomkerne aller Elemente in etwa dem gleichen Verhältnis enthält, wie die Atomarten auch sonst im Weltall auftreten. Die Energien der Primärteilchen sind ungeheuer groß. Es wurden schon Werte in der Größenordnung vieler Milliarden Elektronenvolt gemessen. Es nimmt daher nicht wunder, daß sogar vollionisierte Eisenkerne nachgewiesen werden konnten, denn bei den genannten großen Energien führt der Zusammenstoß zwischen Primärteilchen und atmosphärischen Teilchen zwangsläufig zum „Abstreifen" einer das Primärteilchen eventuell umgebenden Elektronenhülle. Eine eindeutige Antwort auf die Frage nach der Herkunft der Ultrastrahlung kann heute noch nicht gegeben werden. Ein Anteil solaren Ursprungs wurde jedoch mit großer Sicherheit nachgewiesen.

Zur Beantwortung der Frage nach biologischen Auswirkungen der primären Ultrastrahlung, unter Einbeziehung der Möglichkeit von Kerntreffern und Schauerbildungen im Material des Raketenkörpers, wurden verschiedentlich in der Sowjetunion und in den USA Raketenaufstiege mit Tieren oder lebendem Zellgewebe durchgeführt. Als Versuchstiere dienten Mäuse, Affen und in der Sowjetunion sogar speziell abgerichtete Hunde. Letztere waren ebenso wie die Affen in Spezialanzügen eingeschlossen (Bild 5.5), die mit besonderen Meßeinrichtungen versehen waren. So konnten die Körperfunktionen der Tiere, wie



Bild 5.5 Versuchshund im Schutzanzug

Pulsfrequenz, Atmung, Blutdruck, während der Dauer des Aufstiegs laufend registriert werden. Um die Reaktionen beispielsweise der Mäuse im Zustand der Schwerelosigkeit beobachten zu können, wurden sie frei beweglich in drehbaren kleinen Trommelkammern untergebracht (Bild 5.6). Durch ein Fenster in der Kammer konnten ihre Bewegungen mit einer eingebauten Filmkamera festgehalten werden. Die Rückführung der Tiere in ihren Unterbringungsbehältern erfolgt am Fallschirm. Der gesicherten Rückführung kommt große Bedeutung zu, denn das Fortpflanzungsvermögen der Tiere muß erhalten bleiben, um etwaige Erbgutschädigungen durch die primäre Komponente der Ultrastrahlung an den späteren Generationen erkennen zu können. Wie diese Tierversuche bis jetzt erkennen ließen, können die beim Start von Höhenraketen auftretenden Andruckkräfte (Beschleunigungen) von Lebewesen ertragen werden. Es handelte sich dabei um Beschleunigungen zwischen 4 und 14 g ($g = 9{,}81$ m/s^2). Ebenso ließ die — allerdings nur kurzzeitig wirkende — Schwerelosigkeit kaum nennenswerten Einfluß auf die Körperfunktionen der Tiere erkennen. Über die biologischen Wirkungen der primären Ultrastrahlung gehen die Ansichten vorläufig noch ziemlich auseinander. Die beschränkte Aufenthaltszeit der Versuchstiere



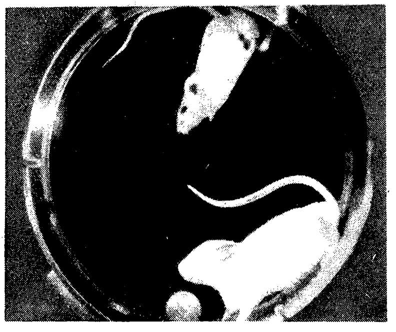


Bild 5.6 In einer Trommelkammer eingeschlossene Mäuse während eines Raketenaufstiegs

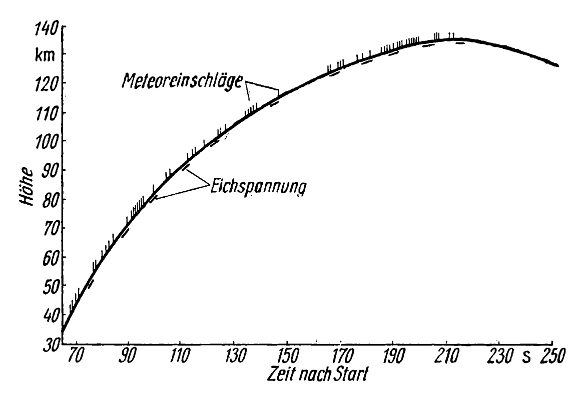


Bild 5.7 Registrierkurve von Treffern durch Mikrometeore mit Meßmarken



Bild 5.8 Erdoberfläche, aus 255 km Entfernung aufgenommen

in extremen Höhen bei einfachen Vertikalaufstiegen läßt durchaus noch keine verbindlichen Schlüsse in den Kernfragen der Raumfahrtmedizin zu. Diese Kernfragen beziehen sich bekanntlich auf die Absicht, unter Umständen auch dem Organismus „Mensch" unmittelbar und aktiv die Teilnahme an der Raumfahrt zu ermöglichen. Tierversuche in künstlichen Satelliten, die erstmalig beim zweiten sowjetischen Satelliten mit der Eskimohündin *Laika* durchgeführt wurden, dürften als einzige die noch offenstehende Frage nach der biologischen Zulässigkeit des bemannten Weltraumfluges klären helfen. Es muß darum zur Zeit noch als voreilig angesehen werden, aus den bisher durchgeführten Tierversuchen Ausblicke auf das Verhalten des menschlichen Organismus in ähnlichen Fällen abzuleiten.

Eine besondere Rolle kommt nach Ansicht verschiedener Fachleute dem Problem der Gefährdung von künstlichen Satelliten und Raumraketen durch Meteore und meteoritischen Staub (Mikrometeore) zu. Es ist daher von außerordentlicher Bedeutung, genaue Unterlagen über die Verteilungsdichte der Meteore in der unmittelbaren Umgebung der Erde zu erhalten. Außerdem interessiert natürlich die Größen- und Massenverteilung der Meteore im Gesamtstrom. Für die experimentelle Untersuchung kommen in Höhenraketen verschiedene Methoden zur Anwendung. Eine der wichtigsten besteht darin, daß man das Auftreffen von Meteoren und Mikrometeoren auf empfindliche Mikrophone, die sich an der Außenwandung des Meßkörpers befinden, als elektrisches Signal registriert. Eine Registrierkurve dieser Art zeigt Bild 5.7, sie wurde am 8. Dezember 1949 mit einem in den USA gebauten A4 erhalten.

Den knappen Überblick über wissenschaftliche Aufgaben für Höhenraketen mag der Hinweis auf ein Verfahren zur Erdvermessung beschließen. Man kann nämlich Kameras von Raketen emportragen lassen, um die Erdoberfläche aus großer Höhe zu fotografieren oder zu filmen. Eine derartige Aufnahme ist in Bild 5.8 wiedergegeben. Ganz allgemein sind Aufnahmen dieser Art recht reizvoll. Sie vermitteln einen sehr plastischen Eindruck von unserem Heimatplaneten Erde als Weltkörper. Die direkte Darstellung der Erdkrümmung könnte bei der Belehrung von hartnäckigen Zweiflern vielleicht gute Dienste leisten. Die Aufzeichnung des Bewölkungszustandes in dem fotografisch oder kinematografisch erfaßten Oberflächenausschnitt läßt jede Aufnahme gleichzeitig zu einem wissenschaftlichen Dokument werden. Hier deutet sich die großartige Möglichkeit an, unter Verwendung von langlebigen künstlichen Erdsatelliten bedeutsame Einblicke in das Wettergeschehen der Erde zu erlangen.

5.2 Ausrüstung von Höhenraketen

Die Funktion von Meßinstrumenten in Raketen muß unter völlig anderen Voraussetzungen betrachtet werden, als es beispielsweise bei Laboratoriumsmeßgeräten der Fall ist. Die Instrumente in der Rakete sind nach erfolgtem Start für den Wissenschaftler nicht mehr zugänglich; ein Nachjustieren oder Einregeln ist also nicht mehr möglich. Der Erfolg des Meßprogramms hängt somit in entscheidendem Maß von der Sorgfalt bei der Konstruktion und Ausführung der Geräte sowie ihrer eingehenden Überprüfung nach Einbau in das Trägeraggregat ab. Die gesamte meßtechnische Anlage muß also in allen Teilen nach dem Startkommando ohne Fehler funktionieren. Diese Forderung ist nicht leicht

zu erfüllen, wenn man bedenkt, daß unter Umständen beispielsweise allein in den elektronischen Bauelementen einige hundert kritische Punkte (Lötstellen usw.) intakt bleiben müssen. Darüber hinaus bereiten die während der Antriebsphase auftretenden Erschütterungen und Schwingungen den Konstrukteuren der Meßgeräte große Schwierigkeiten. Es versteht sich fast von selbst, daß aus diesem Grund möglichst robuste und kompakte Ausführungsformen der Geräte gewünscht werden. Besonders kompliziert werden die Verhältnisse, wenn bestimmte Instrumente, wie es in der Praxis durchaus der Fall sein kann, in der Nähe des Triebwerks untergebracht werden müssen. Um in allen Punkten einigermaßen sicherzugehen, werden die meß- und übertragungstechnischen Einheiten vor dem Einbau sehr strengen Festigkeitsprüfungen unterzogen und dabei auf ihre Unempfindlichkeit gegenüber Erschütterungen und vor allem Schwingungen untersucht. Beim Einbau elektrischer und elektronischer Einheiten ist natürlich besonders darauf zu achten, daß nicht gerade solche Bauteile in unmittelbarer Nachbarschaft angeordnet werden, die sich im Betrieb gegenseitig stören würden (Sender und Empfänger).

Ehe näher auf einige Meßverfahren und entsprechende Geräte eingegangen wird, sei der Frage, wie man die erzielten Meß- und Untersuchungsergebnisse zur Erdoberfläche vermitteln kann, noch etwas Platz eingeräumt. Für diesen Zweck sind zwei Verfahren denkbar, die sich grundsätzlich voneinander unterscheiden. Das primitivere besteht darin, daß man die Meßwerte in der Rakete selbst auf Registrierstreifen, fotografischen Schichten oder Magnetbändern festhält. Da aber die Rakete ohne geeignete Hilfsmaßnahmen abstürzt, würden die so fixierten Meßergebnisse verstümmelt oder sogar vernichtet werden. Es sei nur kurz darauf hingewiesen, daß beispielsweise das mit mehrfacher Schallgeschwindigkeit aufschlagende A4 einen Trichter bis zu 15 m Tiefe aufzureißen vermochte. Wenn man also dieses Registrierverfahren überhaupt anwenden will, muß für die einigermaßen gesicherte Rückführung der aufgezeichneten Daten und Ergebnisse gesorgt werden. Weil für einige spezielle Untersuchungsverfahren (fotografische Aufzeichnung des Sonnenspektrums, Fotografien der Erdoberfläche) die Methode der elektrischen Meßwertübertragung, die noch erläutert wird, nicht anwendbar ist, müssen besondere Wege eingeschlagen werden.

Man könnte einfach die Unterlagen mit den Aufzeichnungen in gepanzerten Kassetten unterbringen. Es besteht dann einige Aussicht, nach dem Aufprall der Rakete die Kassetten mit ihrem wertvollen Inhalt in der Nähe der Aufschlagstelle auffinden zu können. In einigen Fällen der Praxis ist man auch schon so verfahren. Um die Wucht des Aufpralls für den Meßkopf der Rakete etwas zu vermindern, zerlegte man die Rakete während des Absturzes durch eine kleinere Sprengladung. Der ungünstigere, also größere aerodynamische Widerstand bedingt für verschiedene Trümmerteile eine geringere Aufschlaggeschwindigkeit als für die unbeschädigte Rakete. Nachteilig wirkt sich bei diesem Verfahren die Möglichkeit aus, wichtige Teile der Meßeinrichtungen unter Umständen nicht mehr auffinden zu können, weil sich die Einzelteile der zerlegten Rakete und auch ihres Meßkopfes über einen weiten Bereich der Erdoberfläche verteilen können. Einen einfachen Ausweg kann man aber beschreiten, wenn man den gesamten Meßkopf der Rakete nach Abtrennung vom Antriebsteil an einem Spezialfallschirm zur Erdoberfläche zurückführt. Dieses Verfahren hat außerdem den großen Vorteil, daß sich wertvolle Meßinstrumente unter Umständen unzerstört bergen lassen,

ganz zu schweigen natürlich von der Möglichkeit, auf diesem Weg im Meßkopf untergebrachte Versuchstiere lebend und wohlbehalten rückführen zu können. Das zuletzt genannte Verfahren ist von so großer Bedeutung, daß in der Höhenforschung mit Raketen heute fast ausschließlich von der Fallschirmrückführung Gebrauch gemacht wird.

Für eine ganze Reihe von Meßverfahren in großen Höhen besteht jedoch die Möglichkeit, die entsprechenden Meßwerte als elektrische Signale über einen Meßwertsender schon während des Aufstiegs und auch während des Abstiegs des Meßkopfes am Fallschirm an eine Bodenstelle zu senden. Das Zusammenwirken der Meßverfahren sowie der drahtlosen Übertragung und der Gewinnung der Meßwerte verläuft dabei etwa folgendermaßen: Die im Meßkopf der Höhenrakete untergebrachten Instrumente liefern die Meßwerte zunächst in Form der einfachen elektrischen Größen, z. B. Spannung, Strom, Frequenz. In einem Spezialteil des Meßwertübertragungsgeräts werden diese elektrischen Signale dann geeicht und sozusagen „verschlüsselt". Über verschiedene Kanäle des Meßwertsenders werden diese verschlüsselten Signale schließlich in Form kurzzeitiger Impulse über eine eingebaute Antenne abgestrahlt. Die Bodenstelle empfängt diese Sendeimpulse und gewinnt nach entsprechender Verstärkung und Entschlüsselung die Unterlagen über die ursprünglichen Meßwerte. Das Blockschaltbild einer der ersten einfachen Meßwertübertragungseinrichtungen zeigt

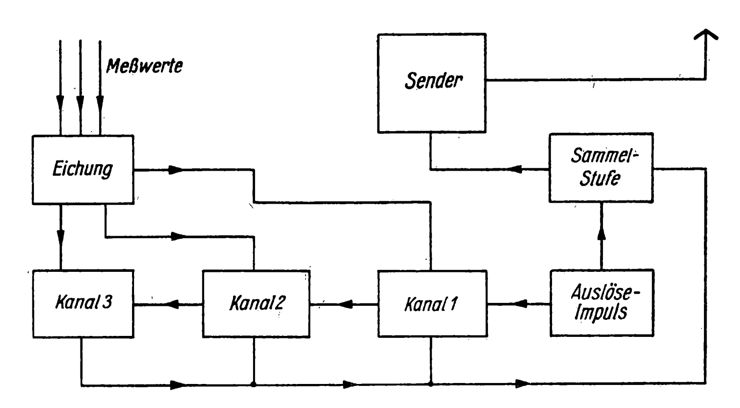


Bild 5.9 Blockschaltbild für einen Meßwertsender

Bild 5.9. Dabei wurden die in der Rakete erhaltenen Meßspannungen zur Modulation eines Mehrkanalsystems benutzt. In der Schaltstufe des Bordgeräts arbeitete für jeden Kanal ein Multivibrator, zusätzlich ein weiterer, der dauernd die Auslöseimpulse für den ersten Kanal abgab. Dieser und alle weiteren Kanäle traten erst nach diesem Anstoß in Tätigkeit, wobei jeder Kanal erst nach Anstoß durch den vorhergehenden seinen Impuls über eine Sammelstufe an den Sender und seine Antenne abgab. Um die bei den hohen Arbeitsspannungen des Geräts in stark verdünnter Luft auftretenden Glimmentladungen zu vermeiden, wurden die spannungführenden Bauelemente in druckbelüfteten Kammern untergebracht.

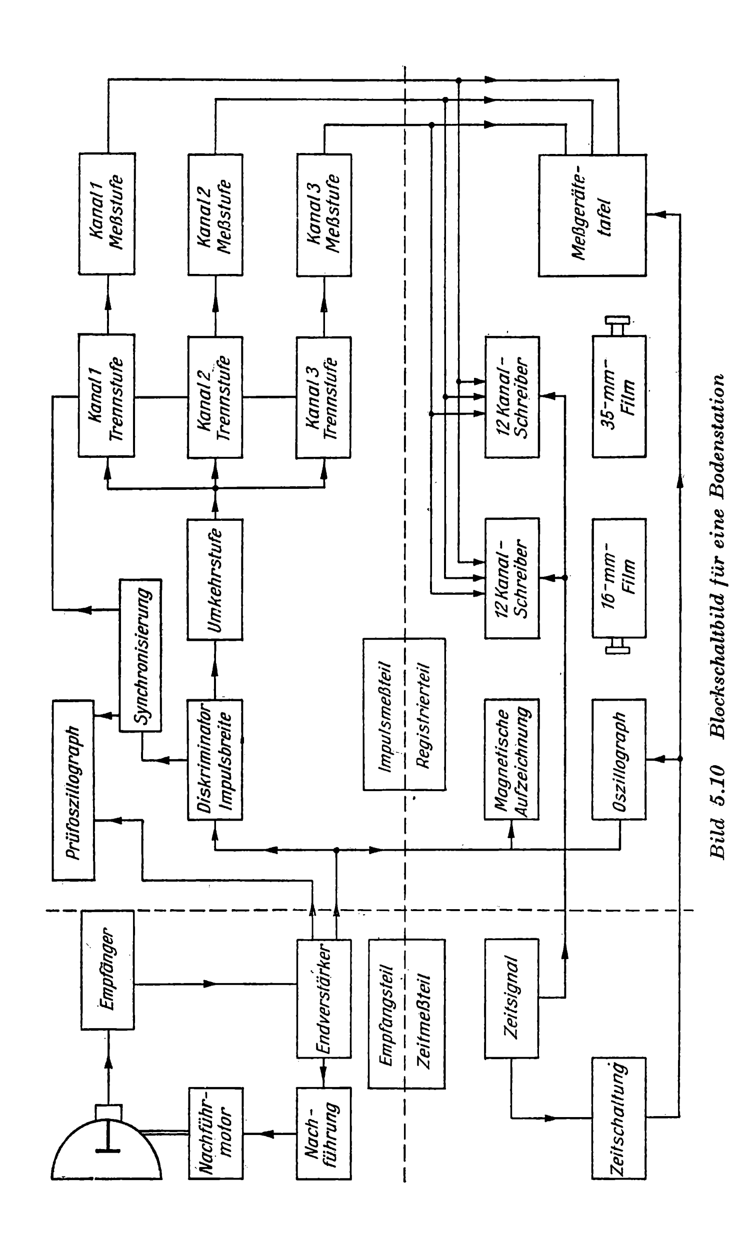


Bild 5.10 Blockschaltbild für eine Bodenstation

Ohne hier auf die vielfältigen Probleme der Meßwertübertragung tiefer eingehen zu können, ist der Vollständigkeit halber noch das Blockschaltbild der Bodenempfangsanlage angegeben (Bild 5.10).

Es wurde schon darauf hingewiesen, daß die Abgabe der einzelnen Sendeimpulse sehr kurzzeitig erfolgen muß. Das ist durchaus verständlich, wenn man bedenkt, daß beim Aufstieg einer Rakete die Meßinstrumente mit enormer Geschwindigkeit in die Höhe getragen werden. Wenn man also überhaupt einigermaßen dicht liegende Meßwerte erhalten will, muß das Übertragungsgerät in der Lage sein, möglichst schnell die einzelnen Signale abzugeben. Die eben geschilderte Impulsmodulationsanlage vermochte so beispielsweise bis zu 300 Werte in einer Sekunde abzugeben. Die Aufzeichnung der in so schneller Folge gegebenen Meßwerte kann dann in der Bodenstelle mit Oszillographen und Filmkameras erfolgen. Selbstverständlich ist bei all diesen Fernmessungen daran zu denken, daß jeder Meßwert nur dann sinnvoll ausgewertet werden kann, wenn für ihn der zugehörige Bahnpunkt des Auf- oder Abstiegs ermittelt werden kann. Im Zusammenwirken mit den Verfahren der Flugbahnvermessung ergibt sich also die unbedingte Notwendigkeit, die ausgestrahlten Meßimpulse mit äußerst genauen Zeitmarken zu verbinden. Diese bordeigenen Zeitsignale werden von einem im Meßkopf befindlichen elektronischen Zeitmarkengeber gesteuert. Eine der vielseitigen Möglichkeiten zur Erzeugung derartiger Zeitsignale besteht beispielsweise darin, eine Impulsschar mit einer Wiederholungsfrequenz von 200 Hz zu erzeugen und jeden zwanzigsten Impuls in jeder Schar zu unterdrücken. Diese fehlenden Impulse geben dann Meßmarken im Abstand von einer Zehntelsekunde. Diese Auslösung der Impulserzeugung beginnt im Moment des Abhebens der Rakete von ihrer Startplattform durch Öffnen eines Abreißkontakts zwischen Rakete und Plattform. Durch diesen Kontakt können auch gleichzeitig mechanische Einrichtungen in Gang gesetzt werden, die nach Art einer Programmsteuerung während des Aufstiegs zeitgerecht die verschiedensten Vorgänge im Meßkopf und in den sonstigen Regelorganen der Rakete ablaufen lassen. Darunter fallen unter anderem das Einleiten physikalischer Arbeitsvorgänge, das Auslösen von Film- und Fotoeinrichtungen, das Absprengen des Meßkopfes, das Öffnen des Fallschirms.

Auf Einrichtungen und Verfahren zur Ortung und Geschwindigkeitsmessung freifliegender Höhenraketen soll später eingegangen werden. Es erscheint an dieser Stelle nützlicher, noch kurz auf einige spezielle Geräte der meßtechnischen Ausrüstung von Höhenraketen einzugehen. Der Gesamtaufbau eines Meßkopfes aus den ersten amerikanischen Versuchsreihen mit A4-Raketen ist in Bild 5.11 schematisch

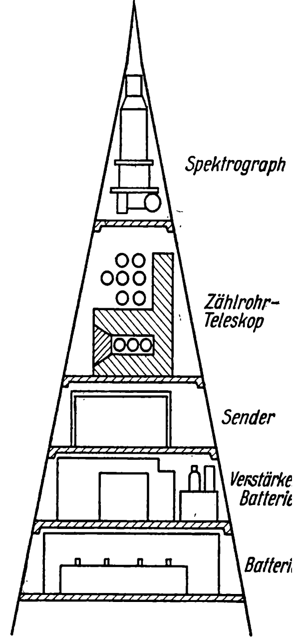


Bild 5.11 Raketen-Meßkopf

dargestellt. Der eigentliche Meßkopf war etwa 230 cm lang und hatte am unteren Ende einen Durchmesser von 96 cm. Man nutzte aber auch den frei gebliebenen Raum im eigentlichen Raketenkörper zur Unterbringung von Batterien, Sendern und Empfängern aus. Bleiballast war notwendig, weil sich mit der Instrumentierung allein eine zu ungünstige Schwerpunktlage des Gesamtaggregats ergeben hätte. Das Fehlen einer Fallschirmausrüstung kennzeichnet außerdem die Meßeinrichtungen selbst als Verlustgeräte.

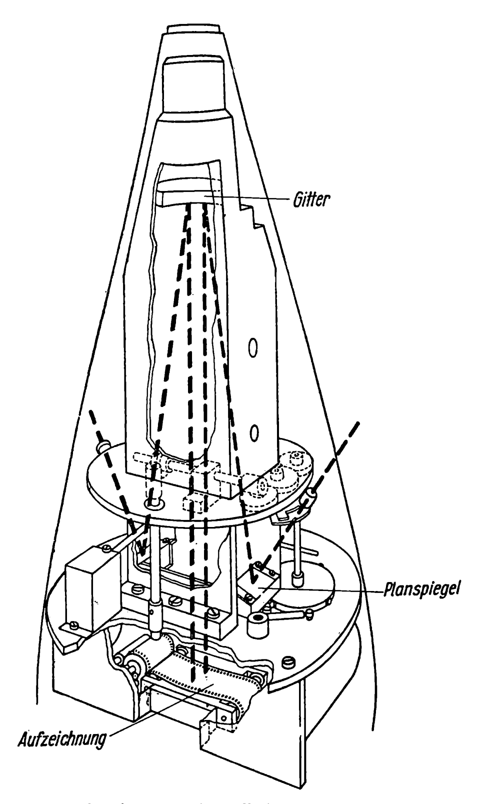


Bild 5.12 Schema eines Raketenspektrographen

Das Prinzip der Arbeitsweise von Raketenspektrographen soll an zwei Beispielen erläutert werden. Eine der ersten Ausführungsformen (für A4) ist in Bild 5.12 dargestellt. Das Sonnenlicht konnte hierbei durch zwei in der Außenhaut des Meßkopfes eingelassene, einander gegenüberliegende Lithiumfluoridperlen, die bis zu etwa 1100 Å durchlässig sind, in den Spektrographen eintreten. Man hatte zwei gegenüberliegende Einlaßoptiken gewählt, um von der Lage der Rakete relativ zur Sonne einigermaßen unabhängig zu werden. Da im

Ultraviolettbereich der Sonnenstrahlung gearbeitet werden sollte, entfiel die Verwendung von Prismen, und man verwendete ein konkaves Beugungsgitter mit 5900 Linien je Zentimeter. Es kam das Spektrum erster Ordnung mit einer Auflösung von etwa 44 Å je Millimeter zur Abbildung. Die Spektren wurden auf einem 35-mm-Film festgehalten, dessen Sensibilisierung für den Ultraviolettbereich durch Einschaltung einer speziellen Ölschicht über der fotografischen Emulsion erfolgte. Diese Ölschicht absorbierte zwar das Ultraviolett, fluoreszierte dafür aber an den entsprechenden Stellen im sichtbaren Licht. Eine sinnvolle Einrichtung sorgte unter Verwendung von kleinen Gleichstrommotoren für die Betätigung der Verschlüsse, den Filmtransport sowie zeitliche Fixierung der Aufnahmen. Die Belichtungszeiten hingen von der Aufgabenstellung ab und schwankten zwischen einigen zehntel bis zu über hundert Sekunden.

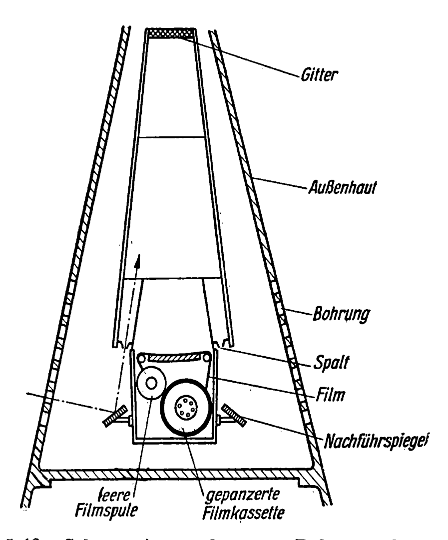


Bild 5.13 Schema eines verbesserten Raketenspektrographen

Weil die verwendeten Meßgeräteträger A4-Raketen ohne Fallschirmrückführung waren, erfolgte nach der letzten Belichtung die automatische Rückspulung des Films in eine dickwandige Kassette. Diese Panzerkassette ist auch in Bild 5.13 zu erkennen, das schematisch eine verbesserte Variante des Spektrographentyps (Bild 5.12) wiedergibt. Da bei dem ursprünglichen Typ die beiden Lithiumfluoridperlen nicht für alle Fluglagen der Rakete eine angemessene Stärke des Lichteinfalls garantieren konnten, suchte man nach Verbesserung. Man bohrte schließlich in die Wandungen des Meßkopfes mehrere Reihen von Löchern mit etwa 13 mm Durchmesser. Durch eine Fotozellensteuerung gelang es, über einen beweglichen Spezialspiegel das einfallende Sonnenlicht dauernd wenigstens auf einen der Spektrographenspalte von 0,025 mm Breite und rund 2 mm Länge zu lenken. Der übrige Verlauf war dann genauso wie beim zuerst

genannten Gerät. Mit diesem verbesserten Verfahren ließen sich UV-Spektren bis etwa 1700 Å erhalten. Die Methode der direkten Abbildung der Spektren kann durch die schon erwähnten selektiven Photonenzähler ergänzt werden, deren Darstellung hier jedoch übergangen ist.

Zur Untersuchung der kosmischen Strahlung bei Raketenaufstiegen wurden bisher im wesentlichen drei Verfahren benutzt, die schon von den entsprechenden Experimenten in irdischen Laboratorien her bekannt waren. Das erste umfaßte den Einsatz von Zählrohren, und zwar meist speziell in der Form von Zählrohrteleskopen. Beim zweiten kamen Nebelkammern zur Verwendung mit fotografischer Aufzeichnung der Beobachtungsergebnisse. Der dritte Weg wurde mit der Verwendung der bekannten Kernemulsionen beschritten, wobei zur besseren Verfolgung des Weges und Verhaltens der Ultrastrahlungsteilchen vielschichtige Packungen von Kernemulsionsträgern in den Meßköpfen der Höhenraketen untergebracht wurden.

Ein Zählrohrteleskop bietet durch eine entsprechende Schaltung der einzelnen Zählrohre die Möglichkeit, die Bewegungsrichtung der eintretenden Strahlungspartikeln zu verfolgen. Durch Zwischenschaltung von Bleiplatten kann zugleich auch die Energie der Teilchen bestimmt werden. Ein Anordnungsschema für die Zählrohre ist in Bild 5.14 dargestellt. Da man Wert auf hohe Zählgeschwindigkeit

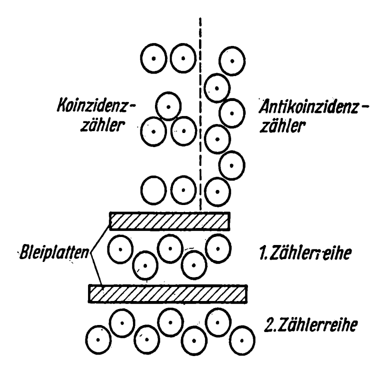


Bild 5.14 Aufbau eines Zählrohrteleskops (schematisch)

legt, werden die Zählrohre meist mit Alkoholdampf gefüllt. Der Teil des Zählrohrteleskops, der als Koinzidenzzähler geschaltet ist, gibt ein entsprechendes Signal, wenn ein und dasselbe Teilchen alle Lagen dieses Zählers durchsetzt. Um Fehlmessungen durch Schauer, die im Material des Meßkopfes entstehen, zu vermeiden, werden noch besondere Antikoinzidenzzähler eingeschaltet. Diese Maßnahme erwies sich vor allem bei den ersten Versuchen mit Zählrohrteleskopen in Höhenraketen als unbedingt notwendig, weil das Material des Meßkopfes zu dieser Zeit häufig noch aus verhältnismäßig dickem Stahl bestand, wodurch die Schauerbildung erheblich begünstigt wurde. Die Anordnung eines Zählrohrteleskops in einem A4-Meßkopf gibt Bild 5.15 wieder.

Auf Einzelheiten aus der Praxis des Einsatzes von Nebelkammern und Kernemulsionen soll nicht weiter eingegangen werden, weil im allgemeinen die

Verfahrensweise ebenso wie bei den Zählrohrteleskopen nicht von den bekannten Prinzipien abweicht. Erwähnenswert ist vielleicht noch, daß man vielfach auch kombinierte Untersuchungsverfahren anwendet, beispielsweise also Zählrohrteleskop und Nebelkammer zusammenarbeiten läßt. Das heißt, wenn ein Ultrastrahlungsteilchen im Teleskop registriert worden ist und in die dahinterliegende

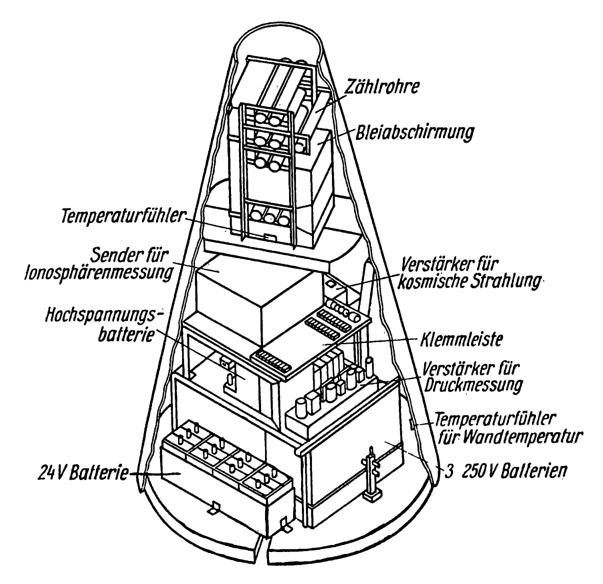


Bild 5.15 Zählrohrteleskop im A4-Meßkopf

Nebelkammer eindringt, wird deren Funktionsmechanismus automatisch vom Teleskop in Tätigkeit gesetzt. Registrierung und Fotografie in der Nebelkammer geben zusammen ausgezeichnete Unterlagen zur Bestimmung der Eigenschaften des erfaßten Teilchens. Dieser Vorzug kann noch erheblich verstärkt werden, wenn die Nebelkammeraufnahme stereofotografisch erfolgt.

Im vorangegangenen Abschnitt wurde schon angedeutet, daß selbstverständlich auch Untersuchungen über Druck, Temperatur und Zusammensetzung der Hochatmosphäre zu den Meßprogrammen von Höhenraketen gehören. Unabhängig davon, daß die bisher veröffentlichten Ergebnisse der Untersuchungen zum Teil noch nicht so widerspruchslos sind, wie es wünschenswert wäre, ist es sicher nützlich, sich mit den diesbezüglichen Arbeitsverfahren zu beschäftigen, denn gerade auf diesem Sektor der experimentellen Höhenforschung mit Raketen kann man wie kaum bei anderen Problemstellungen die großen meßtechnischen Schwierigkeiten derartiger Unternehmungen erkennen.

Vergegenwärtigt man sich, daß zum Beispiel in 300 km Höhe nur noch etwa $2{,}7 \cdot 10^9$ Gasteilchen gegenüber $2{,}7 \cdot 10^{19}$ an der Erdoberfläche auf einen Kubikzentimeter entfallen, so vermag man vielleicht aus diesem Verdünnungsverhältnis von 10^{10} die Problematik von Messungen in derart hochevakuierten Räumen zu

erkennen. Gewiß bieten derartige Probleme der heutigen Laboratoriumsmeßtechnik keine unlösbaren Aufgaben mehr, aber ein mit hoher Geschwindigkeit emporgetragener Meßkopf einer Rakete ist eben nicht mit einem weitgehend störungsfreien Laboratorium zu vergleichen. Die Verhältnisse in der Hochatmosphäre sind meßtechnisch viel schwieriger zu beherrschen, denn Temperaturmessungen des umgebenden Mediums lassen sich mit den herkömmlichen Methoden dort überhaupt nicht mehr durchführen. Abgesehen von der Tatsache, daß die vom Alltagsgebrauch her bekannten Flüssigkeitsthermometer schon gar nicht in Frage kommen können, weil sie wegen ihrer Einstellträgheit bei der großen Geschwindigkeit der aufsteigenden Rakete niemals für bestimmte Höhen Meßwerte liefern würden, wären derartige Verfahren auch aus einem anderen Grund unmöglich. Die geringe Dichte der Luft in Höhen über 50 km läßt nämlich eine zur proportionalen Ausdehnung der Thermometerflüssigkeit ausreichende Übertragung der kinetischen Energie der vorhandenen Gasteilchen nicht zu.

Die Bewegungsenergie der hochverdünnten Luftteilchen und damit ihre Temperatur mag in großen Höhen unter Umständen recht groß sein, die geringe Anzahl von Zusammenstößen der Gasteilchen je Zeiteinheit mit dem Thermometer führt jedoch zu keiner Anzeige. Die auf das Thermometer übertragene Gesamtenergie je Zeiteinheit ist eben zu gering. Ein in diese Höhen gebrachter fester Körper wird darum in seiner Eigentemperatur von der Temperatur der Umgebung unabhängig. Seine Eigentemperatur wird lediglich von der Strahlungsbilanz zwischen eingestrahlter Sonnenenergie und Abstrahlung beeinflußt, wobei die Oberflächenbeschaffenheit des Körpers eine wichtige Rolle spielt. Ist sie matt und dunkel oder sogar schwarz, so wird viel Sonnenenergie aufgenommen; ist sie hochglänzend poliert, so wird der Hauptanteil der ankommenden Strahlung reflektiert. Es ist darum wegen der genannten Grundtatsachen völlig unsinnig, wenn manchmal behauptet wird, die wirklich in der Hochatmosphäre festgestellten hohen Gastemperaturen von einigen tausend Grad Kelvin würden durchfliegende Körper in schädlicher Weise beeinflussen.

Für die Praxis der Bestimmung von Gastemperaturen in der Hochatmosphäre läßt sich ein Weg beschreiten, der sogar die für die Messungen scheinbar ungünstige hohe Raketengeschwindigkeit sinnvoll ausnutzt. Man kann die gewünschten Temperaturen auch auf dem Umweg über Druckmessungen erhalten. Dazu ist es notwendig, den am Flugkörper auftretenden Staudruck und außerdem den statischen Druck während des Aufstiegs zu messen. Aus der Differenz der beiden Druckwerte läßt sich die zugehörige *Machzahl* berechnen. Die Machzahl ist aber definiert als das Verhältnis von Fluggeschwindigkeit zur örtlichen Schallgeschwindigkeit. Da man nun die Fluggeschwindigkeit während des ganzen Aufstiegs laufend bestimmt, ergibt sich unter Verwendung der errechneten Machzahl die entsprechende örtliche Schallgeschwindigkeit, und diese gestattet dann die zugehörige Gastemperatur zu bestimmen. In der Praxis ist der Rechnungsgang allerdings nicht ganz so einfach, aber an diesem Verfahren läßt sich zeigen, daß die Erarbeitung von Unterlagen über den Aufbau der Hochatmosphäre unter Verwendung von Höhenraketen nicht geringe Schwierigkeiten mit sich bringen kann. Zur Bestimmung der Gastemperaturen sind somit Druckmessungen und Bestimmungen der Raketengeschwindigkeit notwendig. Da die gewünschten Druckwerte an verschiedenen Stellen des Meßkopfes bestimmt werden, außerdem auch ein recht großer Bereich des abfallenden Drucks zu erfassen ist, befindet

sich meist eine ganze Anzahl von Spezialmanometern unter der Instrumentierung einer Höhenrakete.

Die in Höhenraketen verwendeten Manometer- und Vakuummetertypen sind von der Laboratoriumstechnik her bekannt. Für den Druckbereich von 760 Torr bis zu etwa 20 Torr herab kommen einfache Membranmanometer zum Einsatz, deren Einstellung auf kleine Spezialpotentiometer übertragen wird. Den anschließenden Bereich von etwa 20 Torr bis zu ungefähr 10^{-2} Torr kann man mit Pirani-Vakuummetern erfassen. In diesen Geräten macht man sich die Tatsache zunutze, daß das Temperaturgleichgewicht eines elektrisch erhitzten Drahtes in einem gasförmigen Medium von dessen Druck abhängig ist. Dies ist allerdings nur in dem genannten Druckbereich etwa der Fall, weil die mittlere freie Weglänge der Gasteilchen von der Größenordnung der Drahtdicke sein muß. Im Druckbereich von etwa 10^{-2} Torr bis zu ungefähr 10^{-8} Torr werden ausschließlich Ionisationsvakuummeter (Bild 5.16) eingesetzt, die weitgehend Ähnlichkeit mit

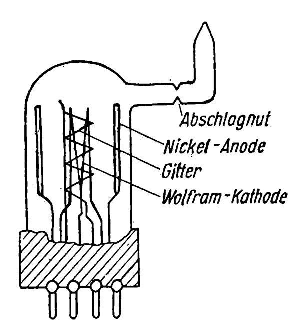


Bild 5.16 Ionisationsvakuummeter

Trioden aus der Radiotechnik aufweisen. Der von einer Glühkatode erzeugte Elektronenfluß zur Anode kann bekanntlich durch eine entsprechende negative Gittervorspannung völlig unterbunden werden. Befinden sich noch Restgase im Raum zwischen den Elektroden, so können sie von den emittierten Elektronen durch Stoß ionisiert werden. Die dabei entstehenden zusätzlichen Elektronen und Ionen verändern die Vakuumwerte für Gitter- und Anodenstrom, und aus dem Zusammenhang zwischen diesen beiden Größen läßt sich dann rechnerisch die Gasdichte bestimmen. Selbstverständlich funktioniert dieses Prinzip nur in einem Raum, in dem schon eine bestimmte geringe Gasdichte vorliegt. Das bedeutet, daß während des Fluges der Höhenrakete durch die dichteren Luftschichten der Meßraum des auf dem Boden sorgfältig geeichten Vakuummeters fest verschlossen bleiben muß. Erst zu Beginn des auszumessenden Druckbereichs wird automatisch durch einen Zeitschalter die Verbindung zwischen Meßkolben und Außenraum hergestellt. Ein großer Vorteil dieses Vakuummetertyps liegt in seiner Unempfindlichkeit gegen Beschleunigungskräfte. Man kann an Stelle der Elektronenerzeugung durch eine Glühkatode auch die Strahlung eines radioaktiven Präparats zur Ionisation der hochverdünnten Gase verwenden und erhält dann ein sogenanntes *Alphatron*. Vakuummeter nach diesem Prinzip finden gleichfalls

ausgiebig Verwendung in Höhenraketen; allerdings geht ihr Meßbereich nicht ganz so weit herab wie bei den zuerst genannten Ionisationsvakuummetern mit Glühkatode.

Leider ist aber auch für die eben beschriebenen Geräte der Meßbereich zu sehr niedrigen Gasdichten hin beschränkt. In extremen Höhen (700 km und mehr) wird man wohl nur noch durch die gehemmte freie Bewegung von speziellen Meßkörpern auf die Dichte schließen können. Zu derartigen Verfahren zählt einmal das Aussetzen von Spezialballonen im Gipfelpunkt der Aufstiegsbahn von Höhenraketen. Deren Sinkgeschwindigkeit, gemessen durch den Dopplereffekt unter Verwendung eines kleinen Empfangs- und Sendegeräts am Ballon, vermag die gewünschten Aufschlüsse zu liefern. Besser ist unzweifelhaft der Einsatz von kugelförmigen Meßsatelliten, weil deren Hemmung der Umlaufsbewegung in engstem Zusammenhang mit der Gasdichte in den durchflogenen Höhen steht. So brachten schon die ersten erfolgreich gestarteten sowjetischen Satelliten eine Fülle wertvollen Materials über den Dichteverlauf in der Hochatmosphäre, dessen Auswertung darum von höchstem Interesse ist. Die Kugelform des Satelliten ist dabei die für eine Berechnung des komplizierten Zusammenhangs zwischen Massenträgheit, Erdanziehungskraft und Luftwiderstand bequemste aerodynamische Form des Flugkörpers, denn dessen Querschnittsbelastung ist aus Durchmesser und Masse bekannt und vor allem auf der ganzen Bahn gleich, weil trotz unvermeidbarer Eigenrotation des Satelliten die Projektion seines Querschnitts senkrecht zur Flugrichtung immer ein Kreis ist.

Untersuchungen über die Zusammensetzung der Hochatmosphäre bereiten große Schwierigkeiten. Dies gilt auch für die Untersuchungen mit Höhenraketen. Die bisher auf verschiedenen Wegen erzielten Ergebnisse sind darum untereinander auch noch nicht völlig widerspruchsfrei. Besonders wichtig ist die Klärung des Höhenverlaufs der Aufspaltung von Sauerstoff- und Stickstoffmolekülen in ihre Atome und ob ein Anteil der leichten Gase Helium und Wasserstoff in den äußeren Regionen der Hochatmosphäre nachzuweisen ist. Als Untersuchungsgeräte für diese Probleme dienen in Höhenraketen Hochfrequenz-Massenspektrometer und besondere „Luftfallen" in Form sorgfältig präparierter, hochevakuierter Prüfflaschen. Die Zuverlässigkeit der zweiten Methode ist durchaus noch umstritten, da sie starken Verfälschungen unterliegen kann. Beim Massenspektrometer werden die Gasteilchen der Hochatmosphäre zunächst ionisiert, in einem elektrischen Feld beschleunigt und mit Hilfe eines Magnetfeldes gebündelt. Weil dieses seine Stärke in einem bestimmten hochfrequenten Rhythmus ändert, erfolgt automatisch eine Trennung der beschleunigten Gasionen nach ihren Molekulargewichten. Die Registrierung der Anzahl der Ionen eines bestimmten Molekulargewichts läßt dann die Bestimmung der Gaszusammensetzung zu. Aus neueren Untersuchungen scheint hervorzugehen, daß zumindest bis in etwa 150 km Höhe keine Entmischung der Gase anzunehmen ist. Da sich dieses spezielle Untersuchungsgebiet noch sehr stark in der Entwicklung befindet, sollen diese kurzen Hinweise genügen.

Die vorangegangenen Ausführungen über Probleme der Höhenforschung unter Verwendung von Raketen sollten nur einen Überblick vermitteln. Für das eingehendere Studium wird auf die entsprechende Fachliteratur verwiesen. Die Bedeutung der Rakete als Träger wissenschaftlicher Meßgeräte dürfte sich allerdings schon aus diesen kurzen Hinweisen ergeben haben. Aber erst im freien

Weltraum wird die Forschungsrakete, ob bemannt oder unbemannt, ihren vollen Wert für die Gewinnung entscheidender Einblicke in bisher noch dunkle Gebiete der Naturerkenntnis erweisen. Raketen als Träger wissenschaftlicher Laboratorien werden daher unzweifelhaft in der kommenden Zeit an hervorragendster Stelle unter den Hilfsmitteln der Forschung stehen.

5.3 Ausführungsbeispiele

5.31 Das Aggregat 4 (A4) als Höhenrakete

Unter den Ausführungsbeispielen von Höhenraketen nehmen die Geräte vom Typ des deutschen Aggregats 4 in verschiedener Hinsicht eine Sonderstellung ein (Bild 5.17). Ihrer Auslegung nach waren sie die ersten hochleistungsfähigen Flüssigkeitsraketen, denn aus der Zeit ihrer Planung und Entwicklung (1936 bis 1942) sind keine weiteren Geräte ähnlicher Leistung bekannt geworden. Planung und Entwicklung dieser Rakete wurden im Rahmen der Arbeiten der militärischen Versuchsanstalt Peenemünde durchgeführt. Dem ersten erfolgreichen Erprobungsflug eines A4 im Jahre 1942 über eine Entfernung von rund 275 km mit einer Gipfelhöhe von über 80 km folgte dann schließlich 1944 der Einsatz von A4-Raketen als Sprengstoffträger unter der Bezeichnung V2. Die militärische Bedeutung dieser ersten ballistischen Fernrakete war umstritten. Einige ergänzende Zusätze zur militärischen Version des A4 sowie zum Gesamtprogramm der sogenannten A-Serie werden noch an entsprechender Stelle gegeben.

Nach Beendigung des zweiten Weltkrieges wurde von den siegreichen Alliierten eine größere Anzahl einsatzbereiter oder vor der Endmontage stehender A4-Raketen sichergestellt. Diese Raketen kamen dann in den folgenden Jahren in der Sowjetunion und in den USA zu technischen Erprobungszwecken und als Meßgeräteträger für Aufgaben der Höhenforschung zum Einsatz. So wurden allein auf dem amerikanischen Raketenversuchsgelände *White Sands Proving Grounds* über 60 Vertikalaufstiege mit A4-Raketen durchgeführt, und zwar im Zeitraum vom 16. April 1946 bis zum 30. Juni 1951. Etwa 67 % der Aufstiege lieferten während dieses Unternehmens auswertbare Ergebnisse, wobei Gipfelhöhen bis zu 200 km erreicht wurden. Unter Berücksichtigung der Bedeutung der so gewonnenen Ergebnisse erscheint es also durchaus berechtigt, das A4 zunächst im Rahmen der Ausführungsbeispiele von Höhenraketen zu betrachten.

Das Raketengerüst des A4 bestand aus mehreren kräftigen Quer- und zahlreichen Längsspanten mit einer Stahlblechverschalung, die im Mittelteil 0,6 mm dick war. Den Hauptanteil des Volumens des Raketenkörpers nahmen die beiden zentral- und hintereinanderliegenden Treibstoffbehälter ein. Als Treibstoff fanden Flüssigsauerstoff und Äthylalkohol (teilweise auch Methylalkohol) Verwendung. Letzterem waren etwa 20 % Wasser zur Herabsetzung der Verbrennungstemperatur beigemischt. Der vordere Behälter diente zur Aufnahme des Alkohol-Wasser-Gemisches, dessen Zuführung zum hinter dem Sauerstofftank liegenden Turbopumpenaggregat über eine doppelwandige Leitung zentral durch den Sauerstofftank hindurch erfolgte. Der Raum um das Turbopumpenaggregat enthielt noch Druckgasflaschen zur Förderung der Hilfsstoffe und die Behälter für deren Unterbringung sowie den Gas-Dampf-Generator. Als Hilfsstoffe zur Erzeugung des Arbeitsmediums für die Turbine kamen Wasserstoffsuperoxyd und Kalziumpermanganat zum Einsatz. Vom Pumpenteil führten die Treibstoffzuleitungen zu

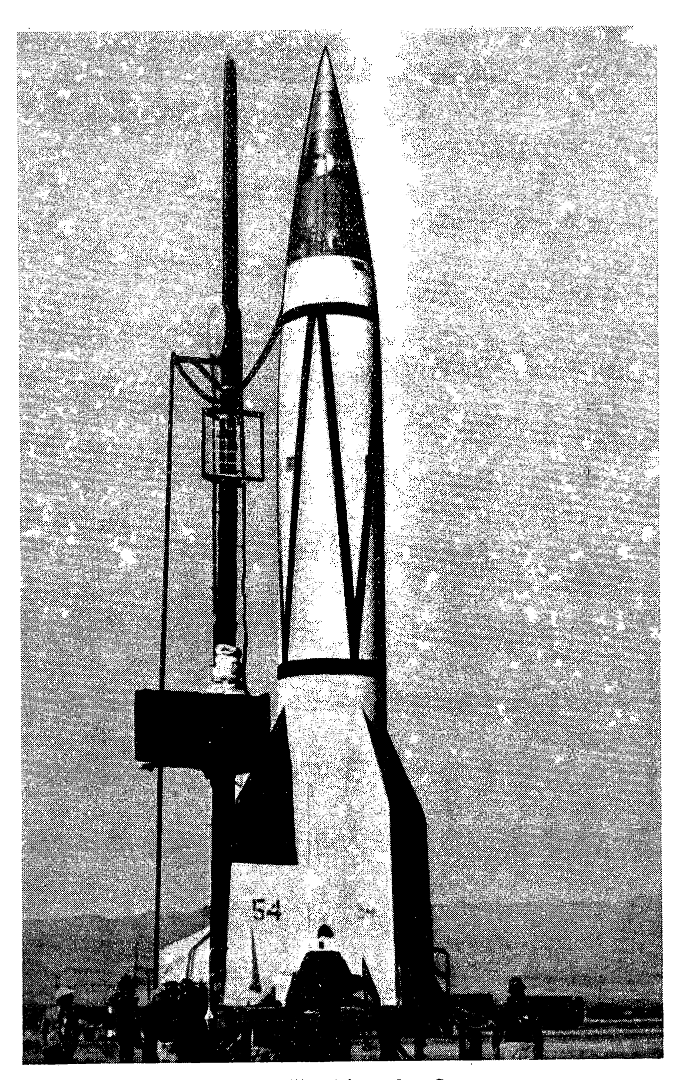


Bild 5.17 A4 vor dem Start

der unmittelbar anschließenden Brennkammer, deren Düsenmündung mit dem Heck des Raketenkörpers ungefähr abschloß. Den Triebwerksteil des A4 ohne Verschalung zeigt Bild 5.18. Für das Anlassen und Abschalten des Triebwerks waren verschiedene fernsteuerbare Ventile in den Treibstoffleitungen notwendig.

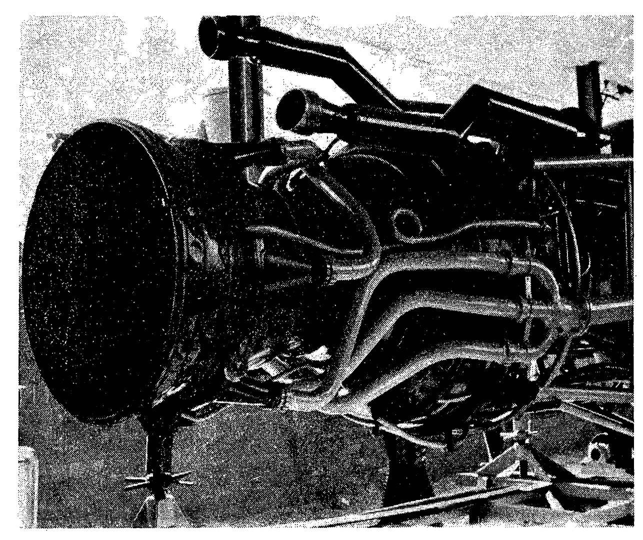


Bild 5.18 Triebwerk des A4

Im Raum oberhalb des Alkoholtanks, also in der Raketenspitze, befanden sich die Geräte zur Flugbahnsteuerung sowie die eigentliche Nutzmasse. Eine Zusammenstellung der wichtigsten technischen Daten des A4 enthält Tafel 5.2.

Tafel 5.2 Technische Daten eines Aggregats 4 (A4)

Länge	14 m
Durchmesser	1,65 m
Spannweite der Heckflossen	3,55 m
Startmasse	13,00 t
Treibstoffmasse (mit Hilfsstoffen)	8,93 t
Zellen- und Triebwerksmasse	3,07 t
Nutzmasse	1,00 t
Massenverhältnis	3,19
Startschub	26000 kp
Vakuumschub	29000 kp
Spezifischer Verbrauch	4,7 kg/Mps
Spezifische Triebwerksmasse	1,15 kg/kp
Brennzeit (max.)	68 s
Ausströmgeschwindigkeit	2100 m/s
Antriebsvermögen	2325 m/s
Brennschlußgeschwindigkeit	1600 bis 1700 m/s
Gipfelhöhe	bis 200 km

Dabei ist zu bemerken, daß darin auftretende Abweichungen von anderweitig gegebenen Daten auf die jeweils unterschiedlichen Ausführungsformen des A4 zurückzuführen sind.

Zur Erzielung eines möglichst ruhigen Fluges innerhalb der wirksamen Atmosphäre war das A4 am Heck mit vier Stabilisierungsflossen ausgerüstet. Die wichtige Aufgabe der Lenkung des Flugkörpers teilten sich je ein Luftruder je Stabilisierungsflosse und insgesamt vier Strahlruder, die im Feuergasstrahl arbeiteten. Beide Systeme waren mechanisch miteinander gekoppelt und empfingen ihre Kommandos von entsprechenden Geräten in der Raketenspitze. Den Antrieb der Ruder besorgten hydraulische Rudermaschinen auf Kommando der elektrisch übertragenen Steuerwerte. Der Einsatz von Strahlrudern wurde notwendig, weil in der Startphase kurz nach dem Abheben der Rakete auf Grund der noch sehr kleinen Geschwindigkeit die an den Luftrudern angreifenden Kräfte nicht ausreichten, den massigen Raketenkörper zu lenken. Bei den A4 wurden Strahlruder aus Graphit verwendet. Die beschränkte Lebensdauer derartiger im heißen Gasstrahl arbeitender Strahlruder hat heute die Entwicklung schwenkbarer Brennkammern zur Erzielung einer Lenkwirkung mehr in den Vordergrund treten lassen. Im Zusammenhang mit den Problemen der Stabilisierung und Lenkung wird in Abschn. 10 noch näher auf das Lenksystem der A4-Rakete eingegangen.

Über einen Teil des Triebwerkkomplexes, und zwar über die Treibstofförderanlage des A4, wurde schon früher (Abschn. 4.42) eine kurze Übersicht gegeben. Das zum Antrieb des Turbopumpenaggregats verwendete Gas-Dampf-Gemisch wurde nach Verlassen der Turbine in einen Wärmeaustauscher geleitet und erst von dort über zwei Rohre am Heck der Rakete ins Freie geführt. Der Wärmeaustauscher hatte die Form eines Zylinders von 50 cm Länge und 25 cm Durchmesser. In ihm befand sich ein Rohrsystem, das einerseits mit dem vor der Brennkammer liegenden Verteilerkopf für Flüssigsauerstoff und andererseits mit einem Steigrohr im Sauerstofftank in Verbindung stand. Über den Verteilerkopf gelangte also stets eine geringe Menge des flüssigen Sauerstoffs in den Wärmeaustauscher und wurde dort nach Anlaufen der Turbine verdampft. Der so erzeugte gasförmige Sauerstoff gelangte über das Steigrohr in den Sauerstofftank und unterstützte dort die Aufrechterhaltung eines geringen Überdrucks zur Erleichterung des Fördervorgangs und zur Stabilisierung des relativ dünnwandigen Behälters. Eine Überlaufleitung bildete die Sicherung vor unerwünscht hohem Druck im Sauerstoffbehälter. Um den beschriebenen Vorgang auch schon vor dem Anlaufen der Turbine ausnutzen zu können, führte man bis kurz vor dem Start Warmluft von außen in den Triebwerksteil der Rakete. Als Warmlufterzeuger dienten Einrichtungen, wie sie vom Anwärmen normaler Flugmotoren her bekannt sind. Diese Maßnahme erwies sich auch noch aus einem anderen Grund als sehr nützlich. Die außerordentlich niedrige Temperatur des flüssigen Sauerstoffs barg für Leitungen, Ventile und andere empfindliche Organe des Triebwerks stets die Gefahr von Blockierungen durch Vereisung in sich. Der Flüssigsauerstoff wurde darum auch auf kürzestem Weg von der Pumpe über den Verteilerkopf in die 18 Einspritzköpfe (s. Abschn. 4.42) der Brennkammer geleitet. Der als Kühlmittel für Brennkammer und Ausströmdüse vorgesehene Alkohol wurde über sechs Leitungen direkt vom Pumpenaustritt in einen Verteilerring an der Düsenmündung geführt. Von dort erfolgte dann

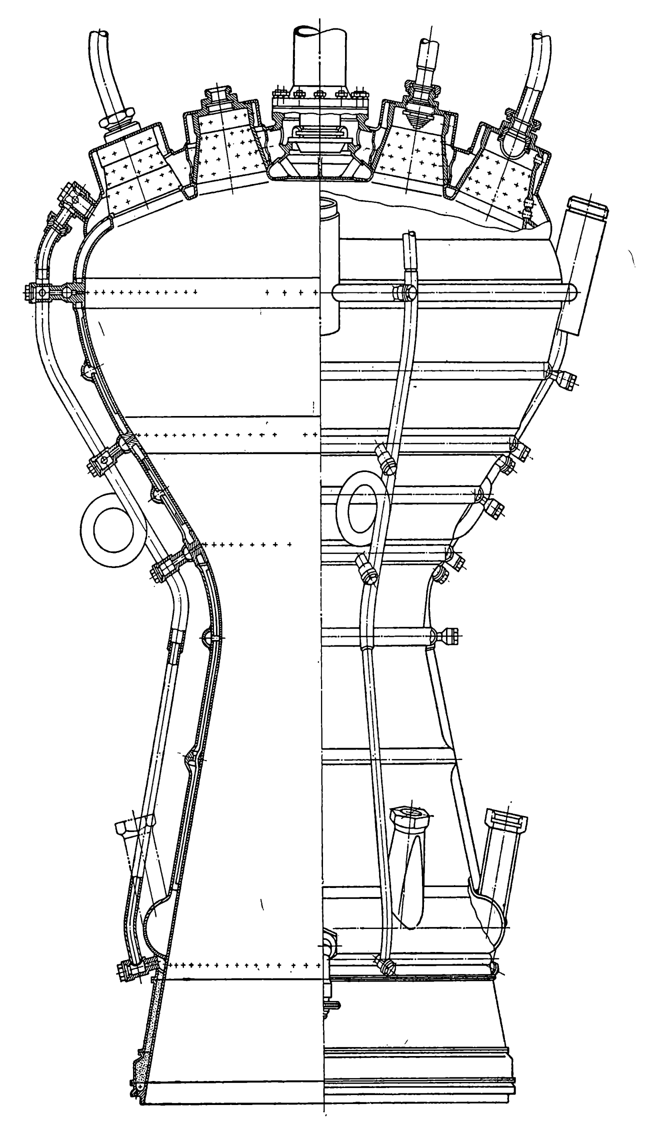


Bild 5.19 A4-Brennkammer

sein Übertritt in den Kühlmantel, der nach dem Gegenstromprinzip durchflossen wurde.

Die Herstellung der Brennkammer bot fertigungstechnisch viele Schwierigkeiten, zumal eine angenähert sphärische Grundform gewählt wurde und für die Regenerativkühlung eine Doppelwand erforderlich war. Man kam schließlich auf eine Konstruktion, bei der die Brennkammer aus mehreren ringförmigen Einzelteilen und aus diese Teile verbindenden gebogenen Blechstreifen zusammengeschweißt wurde (Bild 5.19). Als Material fand Stahlblech von etwa 6 mm Dicke Verwendung, das zuvor über einen der Kammerform entsprechenden Formkörper gewalzt wurde. Einige spezielle Triebwerksdaten sind in Tafel 5.3 zusammengefaßt.

Tafel 5.3 Daten für Brennkammer- und Düsenteil eines A4-Triebwerks

Größter Außendurchmesser	110 cm
Düsenhalsdurchmesser	41 cm
Mündungsdurchmesser	74 cm
Volumen bis Düsenhals	0,57 m^3
Düsenöffnungswinkel	25°
Gesamtvolumen	0,80 m^3
Verbrennungsdruck	15 bis 18 kp/cm^2
Mündungsdruck	1,9 kp/cm^2

Da als Material für die Brennkammerwandung kein besonders hochwertiger Stahl zur Verwendung kommen sollte, mußte das Kühlverfahren noch durch die Möglichkeit einer Schleierkühlung erweitert werden. Zu diesem Zweck wurde ein Teil des Brennstoffs, nachdem er durch den Kühlmantel den ebenfalls doppelwandigen Kammerboden erreicht hatte, von dort wieder über außenliegende Leitungen in vier der ringförmigen Kammerteile geführt. Von diesen befand sich einer in der Nähe der Düsenmündung, einer am Düsenhals und die restlichen zwei im Bereich der eigentlichen Brennkammer. Diese Ringe besaßen Bohrungen, die den Brennstoff direkt in die Brennkammer eintreten ließen. Der durch den austretenden Brennstoff an der Innenwand gebildete Kühlfilm ermöglichte eine Senkung der Wandtemperatur unter 1000° C. Der Fluß des Kühlmittels im Kühlmantel durfte allerdings durch die Ringe nicht gestört werden. Daher versah man sie außer mit den erwähnten radial zur Kammer geführten Bohrungen noch mit solchen in Richtung der gewünschten Kühlmittelströmung. Alles in allem war also der Brennkammeraufbau fertigungstechnisch nicht besonders vorteilhaft. Die Einspritzköpfe auf dem Kammerboden erhielten den Brennstoff unmittelbar aus der in den Kammerboden über den Kühlmantel eintretenden Menge. Ein im Zentrum des Brennkammerkopfes befindliches Rücklaufventil für den Brennstoff stellte eine Verbindung zwischen den Einspritzköpfen, dem Kühlfilmsystem und der Niederdruckseite der Brennstoffpumpe her. Auf diesem Weg erreichte man eine Regelung des Einspritzdrucks und somit auch eine Beeinflussung des Drucks des Kühlmittels für die Kühlfilmbildung. Der flüssige Sauerstoff wurde über kupferne Brausekalotten im Oberteil der Einspritzköpfe dem Verbrennungsraum

zugeführt. Bei Vollastbetrieb betrug der Treibstoffdurchsatz insgesamt etwa 125 kg/s, wovon ungefähr 75 kg/s auf Flüssigsauerstoff und rund 50 kg/s auf das Alkohol-Wasser-Gemisch entfielen. Jeder der Einspritzköpfe hatte also einen Durchfluß von etwa 4,15 kg/s Sauerstoff und 2,8 kg/s Brennstoff zu bewältigen.

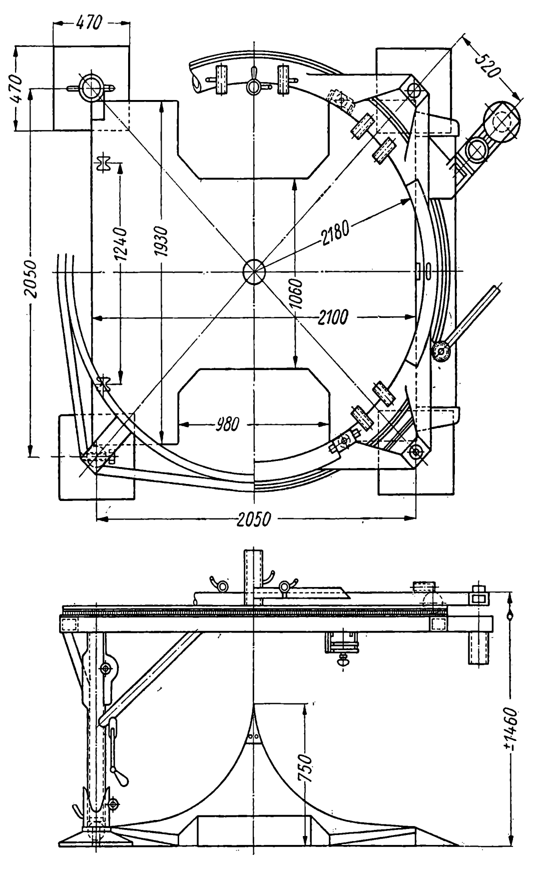


Bild 5.20 Starttisch des A4

Die Startvorbereitungen für eine A4-Höhenrakete und praktisch auch für die meisten anderen Höhenraketen mit Flüssigkeitstriebwerken könnte man in zwei Hauptphasen zerlegen. Die längste Zeit nehmen dabei der sorgfältige Einbau der Meßgeräte, deren Justierung und letzte Überprüfung, die Kontrolle aller elektronischen und automatischen Einrichtungen sowie die Funktionsprüfung der Ventil- und Regelsysteme in Anspruch. Die Rakete steht dabei schon senkrecht auf ihrer Startplattform; besondere Arbeitsgerüste ermöglichen den Zugang zu

allen Teilen des Geräts. Nach Abschluß der letzten Überprüfungen erfolgt dann als zweite Phase die Betankung, deren Ablauf nicht zuletzt von der Art der verwendeten Treib- und Hilfsstoffe abhängig ist. Bei den A4-Raketen erfolgte zuerst die Auffüllung des Alkoholtanks, anschließend die Betankung mit Flüssigsauerstoff. Als letzte brachte man dann die Hilfsstoffe Wasserstoffsuperoxyd und Permanganat in ihre Behälter. Von dem Augenblick an, wo der Sauerstofftank gefüllt war, mußten sich alle weiteren Vorgänge möglichst schnell abspielen, denn je Minute verdampfen etwa 2 kg Sauerstoff. Das erwähnte Anwärmen der Triebwerksteile erfolgte daher schon vor dem Tanken.

Nachdem alle Betankungs- und sonstigen Hilfseinrichtungen aus der Umgebung der Rakete entfernt worden waren und die Bedienungsmannschaft ihre gesicherten Räume aufgesucht hatte, wurden die notwendigen Startkommandos elektrisch über ein Zuleitungskabel aus einem Befehlsbunker heraus an die entsprechenden Organe der startbereiten Rakete übermittelt. Dabei wurde zunächst ein pyrotechnischer oder elektrischer Zündmechanismus, der von außen durch die Ausströmdüse in die Brennkammer hineinragte, zur Funktion gebracht. Der stabförmige Träger dieser Zündvorrichtung war vor der Düsenmündung an der Startplattform befestigt. Letztere war eigentlich nur ein festes Stahlgerüst von tischähnlichem Aussehen mit einer Seitenlänge von etwa 2 m und sozusagen fehlender Tischplatte (Bild 5.20). An deren Stelle befand sich ein drehbarer Kranz, auf dem die Rakete mit ihren vier Stabilisierungsflossen stand und mit dessen Hilfe das Aggregat vor dem Start ausgerichtet werden konnte. Unter der freiliegenden Düsenmündung befand sich auf dem Erdboden ein Strahlablenkungskegel, der die zerstörende Wucht des Feuergasstrahls von der betonierten Grundfläche, auf der der Starttisch stand, einigermaßen fernhalten sollte.

Zeigten die Instrumente im Befehlsbunker das ordnungsgemäße Funktionieren der Zündvorrichtung an, so wurden durch Fernbetätigung die Treibstoffhauptventile geöffnet. Infolge der natürlichen Schwerewirkung und des geringen Überdrucks in den Treibstoffbehältern floß eine gewisse Menge des Treibstoffs in die Brennkammer und gelangte an der Zündvorrichtung zur Entflammung. Nach fehlerfreier Zündung des Gemisches lief das Triebwerk zunächst für etwa 5 s in der sogenannten *Vorstufe* mit rund 8 Mp Schub. Nach weiteren 3 s hatte das eingeschaltete Turbopumpenaggregat seine volle Drehzahl erreicht, und die Rakete hob dann in der *Hauptstufe* mit etwa 25 Mp Schub senkrecht von der Startplattform ab. Das Verbindungskabel wurde beim Einschalten der Hauptstufe von der Rakete gelöst und die elektrischen Einrichtungen des A4 auf dessen Bordnetz geschaltet. Etwa 4 s lang betrug die Beschleunigung der aufsteigenden Rakete 0,9 bis 1 g; sie wuchs dann aber bis zum Brennschluß auf ungefähr 6 g an. Dies war bedingt durch die Masseabnahme des Flugkörpers infolge des Treibstoffverbrauchs (125 kg/s) und das Anwachsen des Schubes auf etwa 30 Mp durch Abnahme des äußeren Luftdrucks. Nach rund 25 s Flugzeit wurde die Schallgeschwindigkeit erreicht. Die volle Brennzeit von etwas mehr als einer Minute führte die Raketen im Vertikalaufstieg in Höhen von 30 bis 40 km, wobei Maximalgeschwindigkeiten von 1600 bis 1700 m/s erreicht wurden. Der weitere Aufstieg nach Brennschluß verlief dann antriebslos nach Art eines ballistischen Wurfkörpers mit Gipfelhöhen bis etwa 200 km. Beim Wiedereintauchen unzerlegter A4-Raketen in die Troposphäre ergaben sich Fallgeschwindigkeiten von 800 bis

1000 m/s. Die Außenhauttemperatur der Raketen konnte sich dabei durch aerodynamische Aufheizung bis auf ungefähr 700°C steigern.

Als recht unangenehm erwies sich bei den A4-Höhenraketen der Umstand, daß das Nutzlastgewicht nicht besonders variabel gestaltet werden konnte. Bei stark verringerter Nutzmasse im Meßkopf ergaben sich Stabilitäts- und Lenkungsschwierigkeiten, weil die entsprechenden Einrichtungen bei der Entwicklung des A4 für einen Standardkopf von etwa 1000 kg ausgelegt worden waren. So kam es, daß sehr häufig Bleiballast den Meßköpfen des Höhen-A4 mitgegeben werden mußte. Zusammenfassend kann aber gesagt werden, daß die Raketen vom Typ A4 auch für die wissenschaftliche Forschung große und wichtige Beiträge geliefert haben.

5.32 Sowjetische Höhenraketen

In der Sowjetunion gehen die systematischen Versuche mit Höhenraketen bis auf die Arbeiten *Zanders* und der Gruppe (GIRD) um *Tichonrawow* zurück. *Tichonrawow* gelangen schon 1933 erfolgreiche Aufstiege mit kleineren Flüssigkeitsraketen (Bild 5.21), von denen schließlich eine, am 17. August 1933, eine Höhe von 4500 m erreichte. Einige technische Daten dieser Höhenrakete sind in Tafel 5.4 zusammengestellt.

Tafel 5.4 Technische Daten der sowjetischen Höhenrakete, die am 17. August 1933 bis auf 4500 m Höhe stieg

Durchmesser	16 cm
Länge	245,7 cm
Spannweite der Heckflossen	63 cm
Startmasse	20 kg
Treibstoffmasse	4,25 kg
Nutzmasse	5 kg
Schub	65 kp
Brennzeit	12,5 s
Brennschlußgeschwindigkeit	290 m/s

Aus diesen auf diesem Wege gewonnenen Erfahrungen heraus wurde dann nach 1945 eine meteorologische Standardrakete (Bild 5.22) entwickelt, die sich unter anderem auch im Aufgabenbereich des Internationalen Geophysikalischen Jahres hervorragend bewährte. Mit einer Startmasse von 725 kg vermag diese Rakete eine Nutzmasse von 45 kg bis in 100 km Höhe zu tragen. Die systematischen Arbeiten an Großraketen begannen in der Sowjetunion etwa in den Jahren 1948 und 1949. Technische Daten der Geräte dieser Reihe, in sowjetischen Veröffentlichungen als A2, A3 und A5 bezeichnet, wurden allerdings bisher offiziell nicht bekannt.

Auf zum Teil wesentlich größere Leistungen einiger Typen sowjetischer Höhenraketen im Vergleich zu den gleichzeitigen Geräten in den USA läßt sich aus der Tatsache schließen, daß recht schwere und vor allem umfangreiche Meßköpfe (Bild 5.23) für Tierversuche eingesetzt wurden. Die größten Versuchstiere waren dabei Hunde (Bild 5.24), von denen gelegentlich sogar zwei am gleichen Aufstieg teilnahmen. Ihre Rückführung erfolgte nach verschiedenen Methoden.

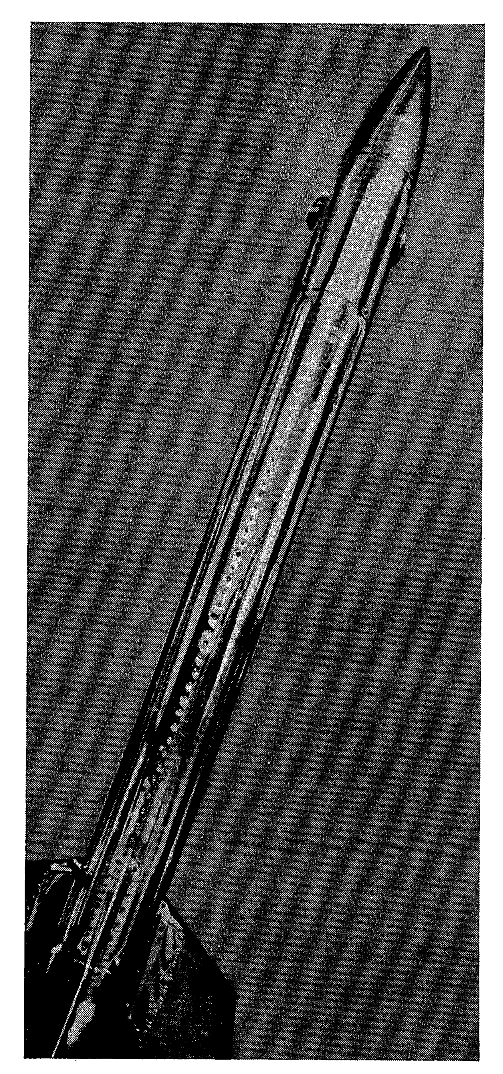


Bild 5.21 Sowjetische Höhenrakete aus dem Jahre 1933

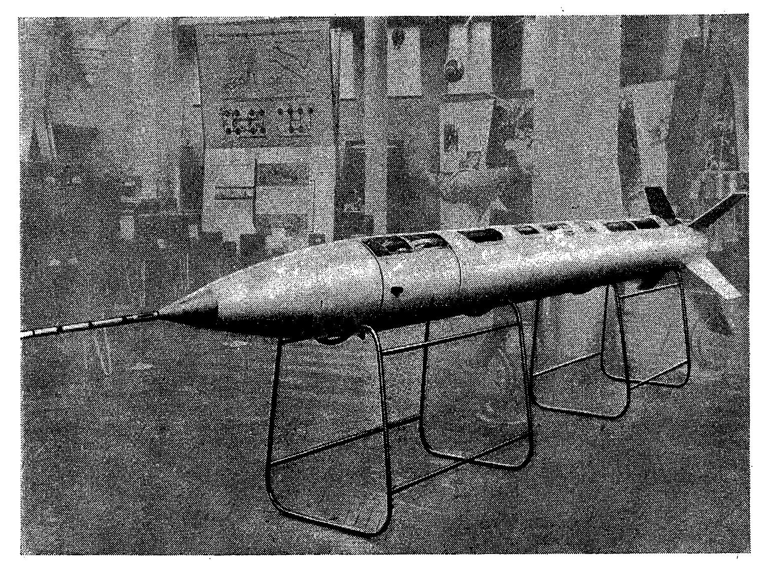


Bild 5.22 Ausstellungsmodell der sowjetischen meteorologischen Standardrakete

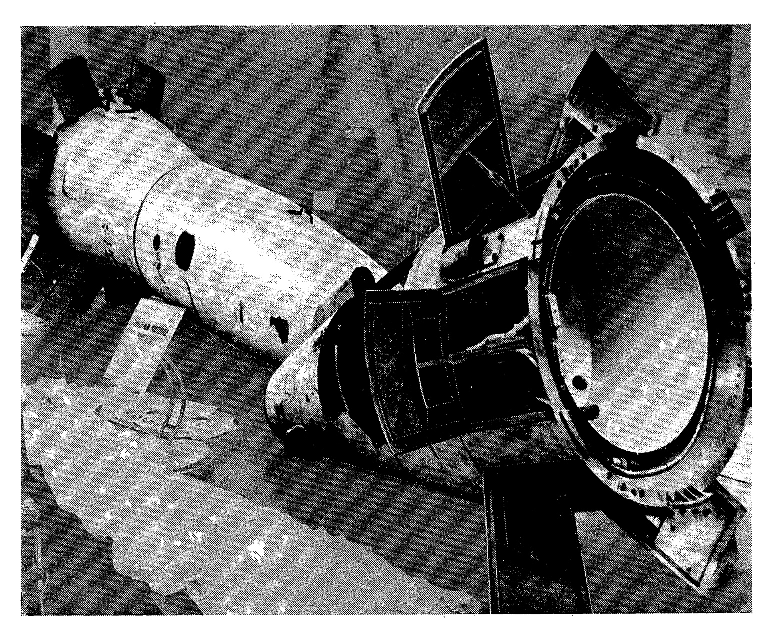


Bild 5.23 Meßkopf einer sowjetischen Höhenrakete vom Typ A 1

Bei einem Versuch mit zwei Hunden in getrennten, hermetisch abgeschlossenen Kabinen wurden diese Kabinen am Fallschirm gelandet. Eine Kamera filmte die Reaktionen der Tiere während des Versuchs. In einer anderen Versuchsreihe wurden je Aufstieg wieder zwei Hunde eingesetzt, beide waren jedoch diesmal in extra angefertigten Druckanzügen untergebracht. Mit diesem Schutzanzug und einem Fallschirm ausgerüstet, wurden die Tiere dann in verschiedenen Höhen

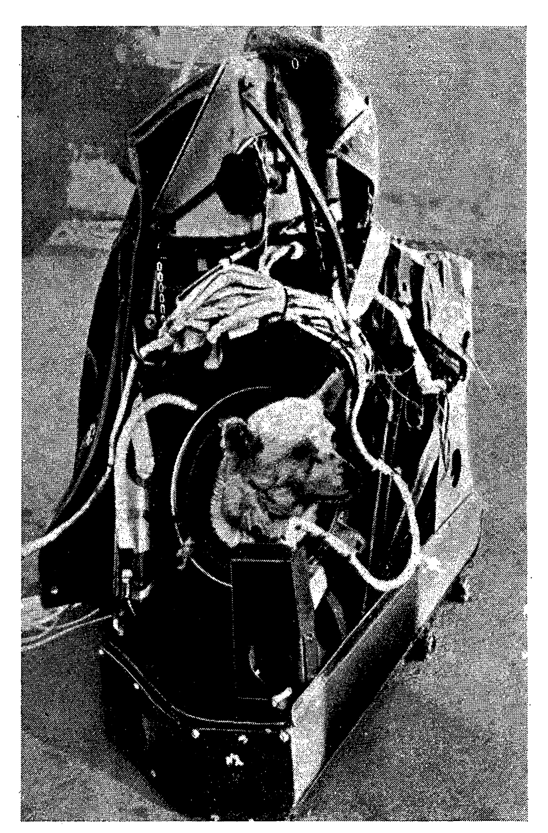


Bild 5.24 Versuchshund in einer Spezialkabine einer sowjetischen Höhenforschungsrakete

aus dem frei fallenden Meßkopf herauskatapultiert. Sie wurden anschließend von ihren Fallschirmen in Höhen von 5 bis 40 km abgefangen und unbeschadet zur Erde gebracht.

Die sowjetischen Versuche mit Höhenforschungsraketen unterscheiden sich auch sonst in der Verfahrensweise zum Teil erheblich und vorteilhaft von denen in den USA. So wurden unter anderem die Messungen verschiedener Zustandsgrößen

der Hochatmosphäre dadurch entscheidend verbessert, daß man die Meßgerätebehälter an Auslegern außerhalb des Raketenkörpers anbrachte. Die Verwendung derartiger „Container" (Bild 5.25) schaltet den verfälschenden Einfluß der von dem Raketenkörper mit emporgeschleppten Luftreste aus bodennahen Schichten weitgehend aus. Diese Behälter wurden außerdem bald nach Brennschluß von der Rakete getrennt, so daß sie den Rest des Aufstiegs als völlig selbständige Wurfkörper zurücklegten. Der Abstieg erfolgte dann wieder am Fallschirm. Durch dieses Verfahren konnten beispielsweise für die Luftdichte in Höhen von 100 bis 250 km Werte erhalten werden, die zuverlässiger waren als die gleichzeitig in den USA gewonnenen. Letztere wurden dann später durch Korrekturen den sowjetischen Werten angepaßt.

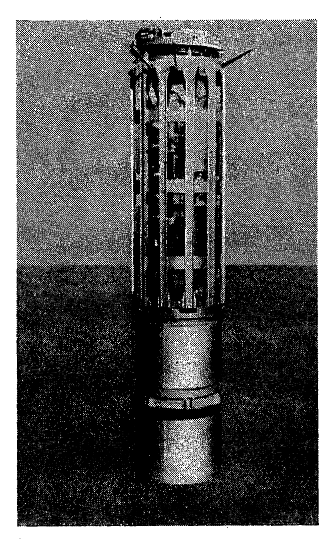


Bild 5.25 Meßgerätebehälter einer sowjetischen Höhenforschungsrakete

Aufstiege mit absoluten Rekordleistungen einstufiger Höhenraketen wurden in der Sowjetunion in den Jahren 1957 und 1958 durchgeführt. Bei einem Start im Mai 1957 wurde eine Nutzmasse an Meßgeräten von insgesamt 2200 kg (2,2 t) auf eine Höhe von 212 km transportiert. Mit einer anderen einstufigen Rakete wurde schließlich am 21. Februar 1958 die erstaunliche Höhe von rund 473 km erreicht. Die Nutzmasse (Bild 5.26) in Form von Meßgeräten wog in diesem Fall 1520 kg. Einige Anhaltspunkte für die Auslegung von Großraketen dieser Leistungsklasse lassen sich vielleicht aus einer den künstlichen Satelliten gewidmeten Arbeit von *W. Petrow* gewinnen. Es wird dabei auf einen Raketentyp mit 91 t Startmasse und etwa 182 Mp Startschub hingewiesen. Der Antriebsteil dieser Rakete umfaßt bemerkenswerterweise fünf Einzeltriebwerke, ist also eine Triebwerksbatterie. Die Antriebszeit würde im Bereich von etwa 120 bis 130 s liegen. Als Durchmesser werden 3,5 m genannt und für die Länge ungefähr 20 m. Besonderen Hinweis verdient noch die Tatsache, daß sowohl bei der Rakete vom

21. Februar 1958 als auch bei einem späteren Aufstieg eines ähnlichen Geräts die Rakete oder wenigstens der Meßgeräteteil in Auf- und Abstieg vollstabilisiert war. Auch während des antriebslosen Fluges führten die stabilisierten Körper also keine unprogrammäßigen Drehbewegungen aus. Damit stellten die sowjetischen Raketenspezialisten den hervorragenden Entwicklungsstand der Steuer- und

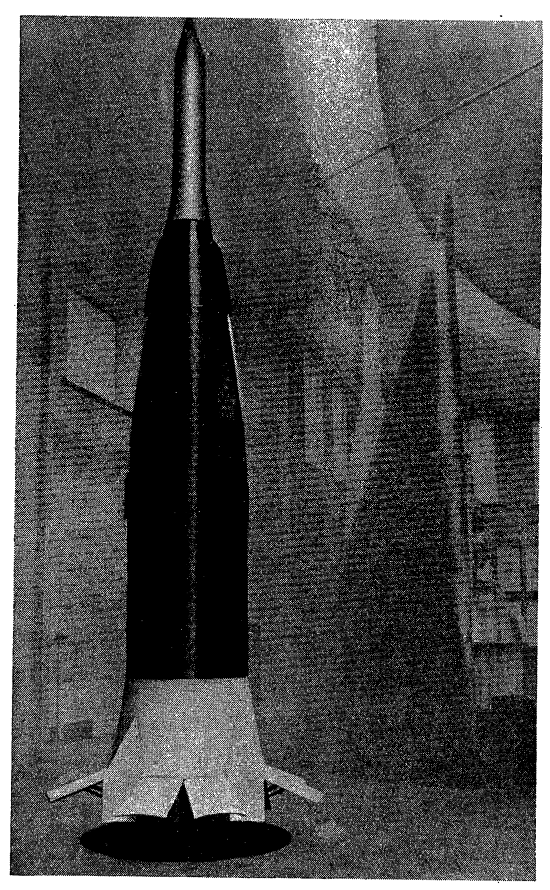


Bild 5.26 Meßkopf einer sowjetischen Höhenrakete vom Typ A 3

Lenktechnik in der Sowjetunion unter Beweis. Mit diesen Versuchen wurden zugleich entscheidende Fortschritte zur gesicherten Rückführung astronautischer Flugkörper erzielt. Ein ähnlicher Erfolg wurde bisher aus der Raketenentwicklung anderer Länder nicht gemeldet.

Neben den großen Satellitenunternehmungen beteiligt sich die Sowjetunion auch am Programm der Höhenraketenaufstiege im Internationalen Geophysi-

kalischen Jahr. Im Grundprogramm waren 125 Aufstiege geplant. Die Mehrzahl der Geräte (etwa 70), vermutlich verschiedenen Typs, sollten in den mittleren Bereichen der Sowjetunion aufgelassen werden. Eine weitere Serie von 25 Raketen sollte von der sowjetischen Arktisstation auf Franz-Josephs-Land aus gestartet werden. Besondere Bereicherung des wissenschaftlichen Materials versprach man sich von der Durchführung eines Raketenprogramms in der Antarktis. Etwa 30 Geräte sollten daher auf der Station Mirny zum Einsatz kommen. Neben den wissenschaftlichen Resultaten im Rahmen der geophysikalischen Untersuchungen bot der Einsatz von Raketen in den Polarregionen außerdem vorteilhafte Möglichkeiten zu ihrer technischen Erprobung unter extremen äußeren Bedingungen. Eine Reihe kleinerer Höhenraketen sollte schließlich noch vom Expeditionsschiff „Ob" aus in verschiedenen geographischen Breiten gestartet werden.

5.33 Andere Höhenraketen

Die erste in den USA entwickelte Rakete für Höhenaufstiege war die WAC-Corporal. Ihre Projektierung wurde zwar schon 1936 begonnen, aber erst 1945 schritt man zu den ersten Versuchsstarts. Die Auslegung der Rakete sah vor, etwa 11 kg Nutzmasse auf rund 30 km Höhe zu bringen.

Da die Raketen vom Typ WAC-Corporal nur als erste Versuchsserie gedacht waren und der Vorrat an übernommenen A4 sich erschöpfen mußte, beschloß man in den USA 1946 die Entwicklung neuer Raketenmuster auf der Basis flüssiger Treibstoffe. Aus den Erfahrungen mit den WAC-Corporal heraus wurde zunächst die Aerobee-Rakete entwickelt.

Ab Mai 1955 wurde eine verbesserte Version der Grundkonstruktion erprobt. Sie erhielt die Bezeichnung Aerobee-Hi. Diese Rakete mit einer Baulänge von 11,3 m verfügte über eine gesteigerte Triebwerksleistung von etwa 1800 kp Schub. Erreicht wurde dieser Wert durch Verwendung hochkonzentrierter rotrauchender Salpetersäure und eines Brennstoffgemisches aus Anilin und Alkohol. Einen weiteren Beitrag zur Leistungssteigerung lieferte der Übergang von der ursprünglichen Druckgasförderung unter Einsatz eines speziellen Gasgenerators zur Treibstofförderung durch hochkomprimiertes Helium. Die Brenndauer des Triebwerks war ebenfalls bis auf etwa 53 s verbessert worden. Die Anwendung einer Feststoffstartrakete mit 3 s Brenndauer ergab zusammen mit deren verbesserten Triebwerksleistungen maximale Geschwindigkeiten um 7100 km/h und Steighöhen bis zu 262 km. Für die Startphase blieb man bei der bewährten Verwendung von Startgerüsten.

Die nach dem A4 wohl bekannteste Höhenforschungsrakete war die Großrakete Viking. Als Grundlage der konstruktiven Auslegung des Gesamtgeräts und seines Antriebsteils wurden die inzwischen mit den A4 gesammelten Erfahrungen benutzt. Dies wird dadurch unterstrichen, daß auch für das von Reaction Motors Inc. entwickelte Viking-Triebwerk als Treibstoff die Kombination Flüssigsauerstoff und Äthylalkohol (25 % Wasser) gewählt wurde. Auch wurde der Treibstoff mit Turbopumpen unter Verwendung von Wasserstoffsuperoxyd und Permanganat gefördert. Im Prinzip wurde also das A4-Betriebsschema beibehalten, so daß der Gesamtaufbau der Viking, zumindest in den zuerst angeführten Geräten, weitgehende Ähnlichkeit mit dem A4 hatte.

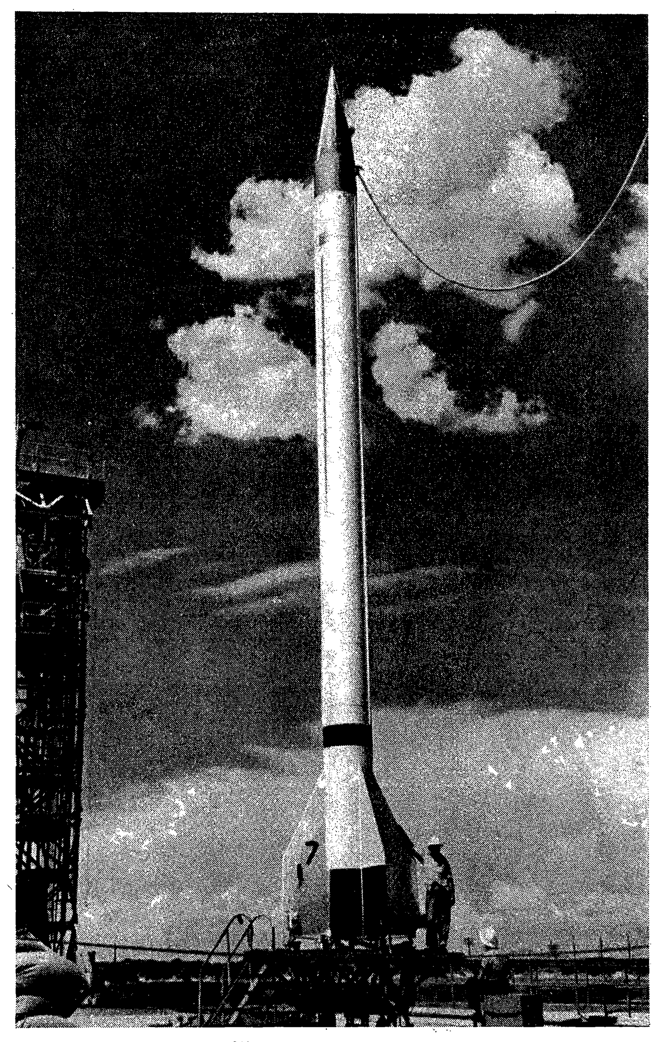


Bild 5.27 Eine Viking vor dem Start

Der Start der Viking erfolgte ebenso wie bei ihrem Vorbild A4 frei von einer Startplattform (Bild 5.27), ohne Verwendung einer Starthilfe. Zur Stabilisierung der langsam abhebenden Rakete in der kritischen Startphase verwendete man dabei zum erstenmal ein neues Prinzip. Man arbeitete nicht mit Strahl- und Luftruder wie beim A4, sondern hatte die ganze Brennkammer nebst Ausströmdüse kardanisch gelagert. Durch Schwenkung der Brennkammer wurde so eine

Auslenkung der Schubachse aus der Körperachse möglich. Die Abweichung der Raketenkörperachse von der Sollrichtung wird von Kreiselgeräten im Innern der Rakete festgestellt, und die entsprechenden Ausgleichskommandos werden elektrisch an Stellmotore übermittelt, die ihrerseits die Brennkammer in die zur Korrektur der Abweichung notwendige Stellung drehen. Dieses Prinzip der

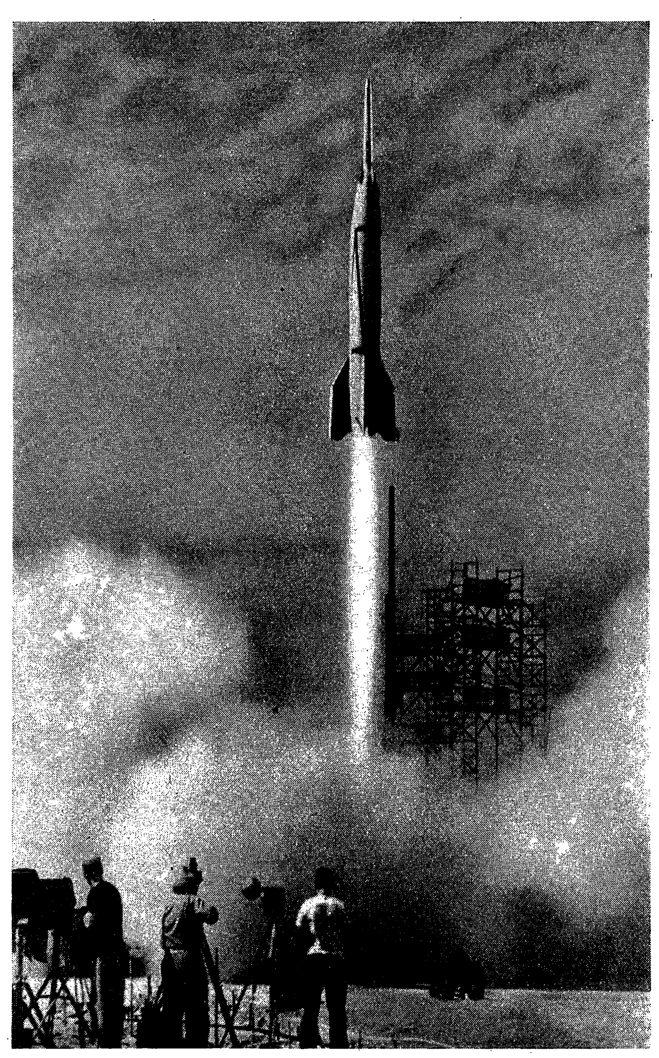


Bild 5.28 Zweistufenrakete Bumper (A4 + WAC-Corporal)

Strahllenkung ist in mancher Hinsicht bedeutend vorteilhafter als das Lenkverfahren mittels Strahlruder. Vor allem bei sehr langen Gesamtbrennzeiten dürften letztere nicht die notwendige Beständigkeit aufweisen. Neu und originell war auch das Verfahren, mit dem man den beim Aufstieg der Rakete auftretenden *Rollmomenten* begegnete. Unter *Rollbewegung* ist dabei die Drehung der Rakete um ihre Längsachse zu verstehen. Die beginnende Rollbewegung wurde von einem speziell für diesen Zweck eingebauten Steuerkreisel festgestellt. Dieser Kreisel veranlaßte elektrische Kommandos für die Inbetriebnahme von kleinen Abdampfdüsen an den hinteren äußeren Kanten zweier einander gegenüberliegender Stabilisierungsflossen. Diese Düsen standen mit ihren Achsen senkrecht auf der Fläche der Flossen und waren für den Durchlaß von Turbinenabdampf eingerichtet. Je nachdem, welche der diametral gegenüberliegenden Düsenpaare Abdampf zugeführt erhielten, wobei der Dampfdurchsatz gesteuert werden konnte, wurden Drehmomente erzeugt, die den Rollmomenten der Rakete entgegenwirkten. Zur Unterstützung der Abdampfdüsen kamen außerdem noch besondere Ruderflächen an den Hinterkanten der Stabilisierungsflossen zum Ausschlag.

Der naheliegende Gedanke, eine Steigerung der maximal erreichbaren Höhen unter Anwendung des Stufenprinzips anzustreben, wurde erstmalig 1949 in den USA in die Tat umgesetzt. Man kombinierte A4-Raketen mit den kleineren Geräten vom Typ WAC-Corporal zu echten zweistufigen Systemen (Bild 5.28).

Die bis auf 403 km (24. Februar 1949) gesteigerte Gipfelhöhe stellte einen absoluten Rekord dar und bewies, daß das Stufenprinzip auch für moderne Großraketen anwendbar ist und die erzielten Leistungen in guter Übereinstimmung mit der Theorie stehen.

Auf technische Details zu den beiden Raketen des Bumper-Systems braucht nicht näher eingegangen zu werden, da sie schon in vorangegangenen Abschnitten behandelt wurden. Geändert wurde im wesentlichen am A4 nur der Kopfteil. Die WAC-Corporal wurde dort als Nutzmasse so eingesetzt, daß sie leicht automatisch von ihrer Trägerrakete im geeigneten Moment getrennt werden konnte. Die Stufentrennung erfolgte in etwa 40 km Höhe. Die Angaben für die mit der zweiten Stufe erzielten Höchstgeschwindigkeiten schwanken zwischen 2300 und 2700 m/s.

Aus der militärischen Raketenentwicklung Frankreichs ist schon vor einigen Jahren die Rakete Véronique bekannt geworden (Bild 5.29). Sie wurde in Vernon bei den Laboratoires de Recherches Ballistiques et Aeronautiques entwickelt. Das Triebwerk der Véronique arbeitet mit Salpetersäure und benzinähnlichen Kohlenwasserstoffen. Es leistet für die Dauer von etwa 36 s einen Schub von rund 4 Mp. Die Länge der Rakete beträgt 6 m und der Durchmesser 55 cm. Die Startmasse wird mit etwa 1 t angegeben, die Leermasse mit 420 kg. Die Rakete wurde für 50 kg Nutzmasse ausgelegt und kann optimale Höhen bis zu 140 km erreichen. Sie startet ohne zusätzliche Feststoffstarthilfe. Um eine ausreichende Stabilisierung während der kritischen Startphase zu erhalten und einen besonderen Startturm überflüssig zu machen, arbeitete man das neuartige Verfahren der Kabellenkung aus. Eine weitere Besonderheit der Véronique betrifft die Rückführung des Meßkopfes. Der freie Fall des abgetrennten Kopfes wird von nachgeschleppten Bremsringen gemindert. Das eingebaute Meßwertübertragungssystem arbeitet auf 22 Kanälen. Als Versuchsgelände für die Aufstiege mit der Véronique dient die marokkanische Wüste bei Colomb-Béchar.

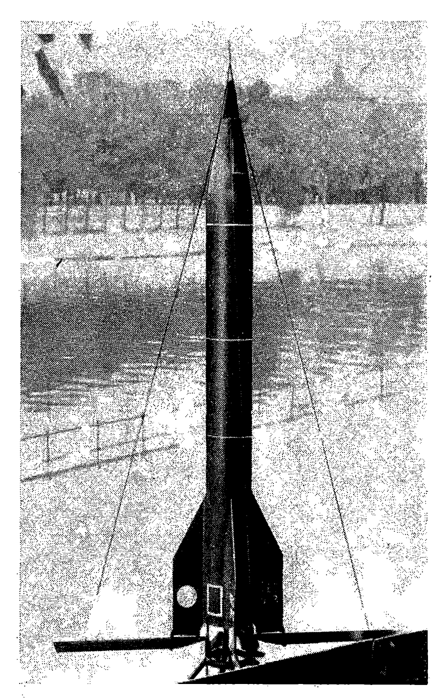


Bild 5.29 Französische Forschungsrakete Véronique

5.4 Raketen und Meßsatelliten

5.41 Grundlagen der Satellitenprojekte

Die physikalischen Grundlagen der Satellitenprojekte stehen in engstem Zusammenhang mit den fundamentalen Beziehungen der allgemeinen Raketenballistik und der sogenannten *Himmelsmechanik.* Zu einigen Grundzügen der Raketenballistik sollen später noch Hinweise gegeben werden. Die Himmelsmechanik ist ein Teilgebiet der theoretischen Astronomie und bildet die Grundlage für alle Untersuchungen von Bewegungen beliebiger Massen in Gravitationsfeldern, speziell von Himmelskörpern. Da sich Meßsatelliten in ihrem bahnmechanischen Verhalten von natürlichen Himmelskörpern nicht unterscheiden, müssen also auch sie zu den Objekten der Himmelsmechanik gerechnet werden. Es sollen hier nur einige grundlegende und allgemeine Zusammenhänge betrachtet sowie verschiedene der wichtigsten Grundbeziehungen angegeben werden. Auf Möglichkeiten zur Ergänzung weist die Literaturzusammenstellung am Ende des Buches hin. Einige Angaben über den Start werden, soweit sie aus den erfolgreichen sowjetischen und amerikanischen Versuchen zur Zeit verfügbar sind, im folgenden Abschnitt gemacht.

Wenn man die reine Bahnmechanik von künstlichen Satelliten vereinfacht betrachten will, so ist es zweckmäßig, zunächst einmal Aufstieg- und Umlauf-

bahnen getrennt zu betrachten. Für einen besseren Überblick ist es günstig, von den Umlaufbahnen auszugehen. Als Bahnkurven für die Bewegung eines Massenpunkts in einem Gravitationsfeld ergeben sich bekanntlich nach den Grundgesetzen der Newtonschen Mechanik die Kegelschnitte: Kreis, Ellipse, Parabel und Hyperbel. Als hier nicht weiter interessierende Sonderlösung müßte man außerdem natürlich noch den freien Fall in Richtung auf das Gravitationszentrum hinzurechnen. Für die vorliegenden Probleme schließen sich auch Bewegungen auf parabolischen und hyperbolischen Bahnen automatisch aus. Es verbleiben also ausschließlich Kreis- und Ellipsenbahnen als allein mögliche Bewegungsbahnen von Meßsatelliten, wenn man zunächst von der Wirkung störender Kräfte (Luftwiderstand, Inhomogenitäten des Gravitationsfeldes usw.) absieht. Die Betrachtung der komplizierten Eigenschaften von Ellipsenbahnen ist mit einigem Aufwand verknüpft. Sie kann hier vielleicht ausreichend durch den Hinweis auf die generelle Gültigkeit der drei Keplerschen Gesetze und ihrer Folgerungen für alle Formen von Satellitenbahnen ersetzt werden. Den meisten vereinfachten theoretischen Betrachtungen wird darum auch die Annahme von reinen Kreisbahnen für die Bewegung von Meßsatelliten zugrunde gelegt. Diese Annahme ist jedoch eine sehr starke Idealisierung. Wie noch zu zeigen sein wird, wäre nämlich die Verwirklichung einer Kreisbahn von so exakter Einhaltung bestimmter Endwerte für die Aufstiegbahn des Satelliten abhängig, daß in der Praxis kaum mit genauen Kreisbahnen gerechnet werden kann. Hinzu käme, daß im Realfall die unabwendbar auftretenden störenden Kräfte jede Kreisbahn sofort deformieren würden. Für allgemeine Betrachtungen ist aber trotzdem die Annahme von Kreisbahnen sehr nützlich.

Wie schon bemerkt, können auch auf Satelliten-Kreisbahnen die Keplerschen Gesetze angewendet werden. Nach dem dritten Keplerschen Gesetz gilt:

$$\frac{R_0^3}{(R_0 + H)^3} = \frac{T_0^2}{T_S^2}; \tag{5.1}$$

darin bedeutet R_0 den mittleren Erdradius, H die Höhe des Satelliten (über der Erdoberfläche), T_0 die Umlaufzeit eines Körpers im Abstand R_0 vom Erdmittelpunkt und T_S die Umlaufzeit des Satelliten. Aus der Gleichheit von Fliehkraft und Erdanziehungskraft für jeden Punkt einer geschlossenen Umlaufbahn im Erdgravitationsfeld läßt sich setzen:

$$T_0^2 = 4\,\pi^2 \frac{R_0}{g_0}. \tag{5.2}$$

Dabei ist g_0 die mittlere Fallbeschleunigung im Abstand R_0 vom Erdmittelpunkt. Beachtet man ferner, daß

$$T_S^2 = 4\,\pi^2 \frac{(R_0 + H)^2}{v^2} \tag{5.3}$$

mit v als Umlaufgeschwindigkeit des Satelliten, so kann man unter Berücksichtigung von Gl. (5.1), (5.2) und (5.3) die Beziehung

$$v_K = \sqrt{\frac{R_0^2 g_0}{R_0 + H}} \tag{5.4}$$

herleiten. Sie zeigt den Zusammenhang zwischen der Kreisbahnhöhe eines

Satelliten und der zugehörigen Umlaufgeschwindigkeit. Eine graphische Auswertung dieser Beziehung ist in Bild 5.30 dargestellt. Man erkennt daraus die wichtige Tatsache, daß die Umlaufgeschwindigkeiten bei Kreisbahnen mit zunehmender Entfernung von der Erde kleiner werden. Umgekehrt, setzt man $H = 0$, betrachtet also einen Körper, der unmittelbar an der exakt sphärischen Oberfläche der Erde entlangfliegen würde, so ergibt sich:

$$v = \sqrt{R_0 g_0}. \qquad (5.5)$$

Natürlich handelt es sich dabei um stark idealisierte Voraussetzungen. Nimmt man für die geometrisch kugelförmig gedachte Erde ein $R_0 = 6375 \cdot 10^6$ m an und setzt $g_0 = 9{,}80665$ m/s², so erhält man aus Gl. (5.5) $v = 7907$ m/s. Diesen Wert kann man als die maximale Kreisbahngeschwindigkeit im Erdschwerefeld bezeichnen. Rundet man diesen nur theoretisch interessierenden Wert auf 7,91 km/s ab, so ergibt sich eine Größe, die als *erste astronautische Geschwindigkeit* bezeichnet wird.

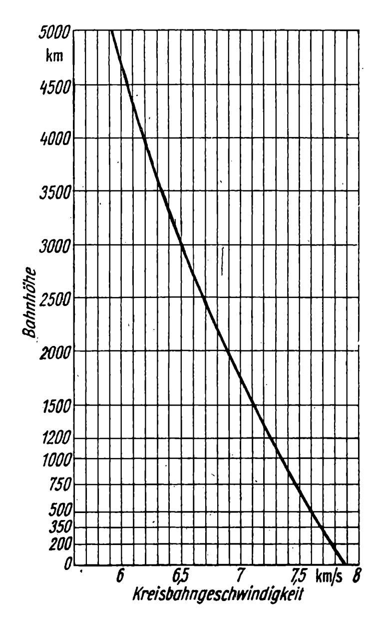


Bild 5.30 Beziehung zwischen Kreisbahngeschwindigkeit v_K und Kreisbahnhöhe H

Für die reale Betrachtung von Kreisbahnen — und in entsprechender Abwandlung natürlich auch von Ellipsenbahnen — muß aber noch unbedingt auf folgenden Umstand hingewiesen werden: Es könnte unter Berücksichtigung von Gl. (5.4) sehr leicht der Eindruck entstehen, daß entferntere Bahnen vorteilhafter wären, weil den Satelliten dann geringere Umlaufgeschwindigkeiten mitgeteilt zu werden brauchten. Diese Überlegung wäre jedoch unzutreffend. Abgesehen davon, daß die hemmende Wirkung der Erdatmosphäre Bahnen unter 300 km Höhe sowieso für Satelliten längerer Lebensdauer ausschließt, muß für alle höher liegenden Bahnen die zur Schaffung von künstlichen Satelliten benötigte Gesamtantriebsarbeit eigentlich in zwei Anteile zerlegt werden. Zu dem energetischen Aufwand, der allein für die Erreichung der notwendigen Umlaufgeschwindigkeit erforderlich ist, tritt nämlich noch der mit zunehmender Entfernung immer stärker in Erscheinung tretende Arbeitsaufwand für das bloße Heben des Satelliten auf die vorgesehene Bahnhöhe hinzu. Weil aber in der Praxis beide Arbeitsanteile von den Triebwerken der Trägerraketen aufgebracht werden müssen und weil sie außerdem in gewisser Hinsicht ineinander übergehen, spricht man bei ihrer Zusammenfassung besser vom sogenannten *Antriebsbedarf* für das betreffende Aufstiegsprojekt. Diesem geforderten Antriebsbedarf muß dann natürlich auch das sogenannte *Antriebsvermögen* des zum Einsatz vorgesehenen, eventuell mehrstufigen Raketensystems entsprechen. Das Antriebsvermögen läßt sich aus-

drücken als effektive Maximalgeschwindigkeit, die die Endstufe des Raketensystems im kräftefreien Raum erzielen würde. Der Antriebsbedarf für Satellitenaufstiege ist also immer größer, als es in der angestrebten Umlaufgeschwindigkeit zum Ausdruck kommt. Selbstverständlich darf nicht übersehen werden, daß auch der Luftwiderstand in der Aufstiegbahn in den Arbeitsaufwand für das Heben der Satelliten auf Kreisbahnhöhe einzurechnen ist. So kann es also durchaus eintreten, daß für eine Kreisbahn in 500 km Höhe zwar nur rund 7,6 km/s Umlaufgeschwindigkeit erforderlich sind, der Antriebsbedarf sich jedoch auf über 9 km/s beläuft.

Wenn aus Gl. (5.4) v_K für eine beliebige Höhe bestimmt ist — man nennt den erhaltenen Wert meist *Kreisbahn-* oder *Zirkulargeschwindigkeit* —, läßt sich auch die Umlaufzeit t_K für den Satelliten sehr leicht aus

$$t_K = \frac{2\pi(R_0 + H)}{v_K} \qquad (5.6)$$

ermitteln. Der erhaltene Wert ist dabei auf die gegenüber dem Sternhimmel ruhende Umlaufbahn bezogen. Eine graphische Auswertung dieser Beziehung gibt Bild 5.31.

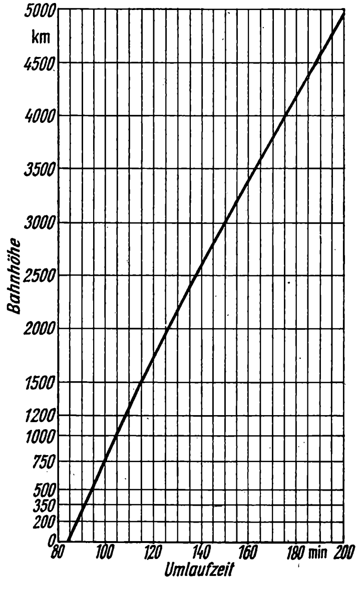


Bild 5.31 Beziehung zwischen Umlaufzeit t_K und Kreisbahnhöhe H

Grundsätzlich kann man zwei verschiedene Kreisbahntypen unterscheiden: erstens Bahnen, die in der Ebene des Erdäquators liegen, und zweitens Bahnen, die um einen Winkel δ gegen den Erdäquator geneigt verlaufen. Dabei gehen die Bahnebenen in jedem Fall durch den Massenmittelpunkt der Erde. Aus diesem Grund kann der eventuell angestrebte Bahnneigungswinkel δ auch nicht kleiner sein als die geographische Breite φ des Startortes. Der Auswahl des Startortes kommt somit eine gewisse Bedeutung zu. Aus dem Zusammenwirken von Satellitenumlaufgeschwindigkeit und Erdrotation ergibt sich bei geneigten Satellitenbahnen eine wichtige Tatsache. Der Satellit wird dann nämlich innerhalb eines bestimmten Zeitraums theoretisch für alle Erdorte beobachtbar, die zwischen den höchsten von ihm bei seinem Umlauf erreichten geographischen Breiten (nördlich und spiegelbildlich dazu südlich des Erdäquators) liegen. Dabei sind bei erdnahen Umlaufbahnen die höchsten erreichbaren Breitengrade mit dem Bahnneigungswinkel gleich. Ein in der Äquatorebene umlaufender Satellit wird also nur in einem schmalen Streifen beiderseits des Erdäquators beobachtbar sein. Beträgt die Bahnneigung dagegen etwa 65°, wie bei den ersten beiden sowjetischen Satelliten, so pendelt der Satellit sozusagen während seiner Umläufe zwischen 65° nördlicher und südlicher Breite hin und her. Damit wird er dann

auch in der ganzen dazwischenliegenden Zone beobachtbar. Bei einer sogenannten *Pol-Pol-Bahn,* die senkrecht zum Äquator verläuft, überfliegt der Satellit die ganze Erdoberfläche. Diese Verhältnisse sind für $\delta = 0°$, $45°$ und $90°$ schematisch in Bild 5.32 dargestellt.

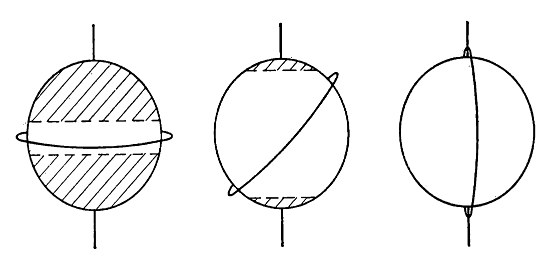


Bild 5.32 Überflogene Breitengürtel bei verschiedenen Bahnneigungen

Nimmt man irgendeine geneigte Satellitenkreisbahn als raumfest an, so würde sich die Abwicklung der Bahnprojektion auf die Erdoberfläche etwa wie in Bild 5.33 ergeben. Jedem Umlauf des Satelliten entspricht ein voller Kurvenzug zwischen den Wendekreisen der Bahn. Die Verschiebung der einzelnen Kurvenzüge gegeneinander entsteht durch die Berücksichtigung der Eigenrotation der

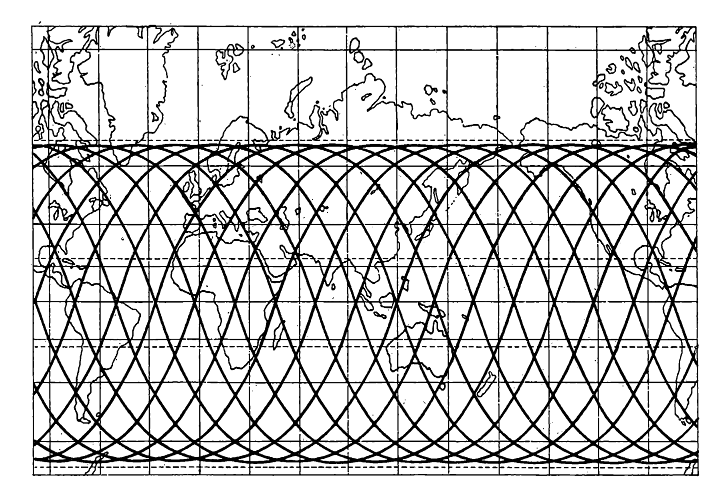


Bild 5.33 Schema der Bahnabwicklung für die ersten sowjetischen Satelliten

Erde. Kehrt der Satellit beispielsweise nach 90 Minuten Umlaufzeit an den gleichen Punkt seiner raumfesten Bahn zurück, so hat sich die Erdoberfläche inzwischen weiter nach Osten verschoben. Diese Drehung der Erde um ihre Achse beträgt in diesen 90 Minuten gerade 22,5°, so daß der Satellit über einem

Punkt der Erdoberfläche den Äquator passieren würde, der um 22,5° weiter westlich liegt.

Der Auswahl des Startortes und der Bahnneigung kommt jedoch nicht nur in bezug auf die gewünschten Sichtbarkeitsbedingungen Bedeutung zu, sie hat vielmehr auch auf die energetische Seite eines Satellitenaufstiegs einen bemerkenswerten Einfluß. Je kleiner nämlich geographische Breite des Startortes und Bahnneigungswinkel gewählt werden, um so größer ist der Geschwindigkeitsanteil, der dem aufsteigenden Gerät für seine raumfeste Bahn von der rotierenden Erde mitgegeben wird. Dieser Anteil äußert sich jedoch nur als Gewinn, wenn die Rakete in Richtung der Erdrotation bei ihrem Aufstieg umgelenkt wird. Bei Abflug in Richtung Westen würde dieser Betrag von der Brennschlußgeschwindigkeit der Rakete in Abzug kommen. Die jedem von der Erdoberfläche aufsteigenden Körper in bezug auf den ruhenden Sternhimmel mitgegebene Bodengeschwindigkeit seines Startortes läßt sich leicht ermitteln aus

$$v_\varphi = \frac{2\pi R_0}{t_0} \cos\varphi ; \tag{5.7}$$

darin wird durch t_0 die Dauer einer Erdrotation in Sternzeitsekunden ausgedrückt.

Wie schon kurz angedeutet, muß eine völlig exakte Satellitenkreisbahn als nicht zu realisierender Idealfall der allgemeinen, elliptischen Umlaufbewegung angesehen werden. Es wird sich in der Praxis also bestenfalls immer nur eine Kepler-Ellipse mit angenähert verschwindender Exzentrizität ergeben. Setzt man daher eine Umlaufbewegung auf elliptischer Bahn voraus, so müßte man sich mit den recht komplizierten Beziehungen der allgemeinen Himmelsmechanik auseinandersetzen. Es soll hier aber genügen, wenigstens zwei besonders bemerkenswerte Tatsachen zu erwähnen. Zunächst liegt auf jeden Fall immer einer der beiden Brennpunkte der Ellipsenbahn im Massenmittelpunkt der Erde. Als Folge davon macht sich der wechselnde Abstand des umlaufenden Körpers von der am besten ideal sphärisch zu denkenden Erdoberfläche bemerkbar. Den am weitesten von der Erdoberfläche entfernten Bahnpunkt bezeichnet man dabei, in Analogie zum astronomischen Sprachgebrauch, als *Apogäum* (Erdferne), während der Bahnpunkt mit dem geringsten Erdabstand *Perigäum* (Erdnähe) genannt wird. Für die Bewegung in elliptischer Bahn gilt weiterhin das zweite Keplersche Gesetz oder der sogenannte *Flächensatz*. Danach überstreicht der Radiusvektor des umlaufenden Körpers in der gleichen Zeiteinheit auch gleiche Flächen in der Bahnebene. In der Nähe des Perigäums bewegt er sich somit schneller als im Bereich des Apogäums. Mit anderen Worten, ein auf elliptischer Bahn umlaufender Satellit hat keine gleichförmige Bahngeschwindigkeit. Diese Zusammenhänge soll Bild 5.34 an Hand einer stärker exzentrischen Ellipse veranschaulichen.

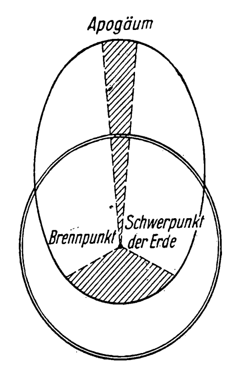


Bild 5.34
Keplerscher Flächensatz

Eine weitere Erscheinung darf bei der Betrachtung realer Ellipsenbahnen im Erdschwerefeld nicht übergangen werden. Die bisher aus Gründen der

Anschaulichkeit vorausgesetzten raumfesten Umlaufbahnen existieren nämlich für Bahnneigungswinkel $0° < \delta < 90°$ in Wirklichkeit nicht. Es ergibt sich vielmehr als Folge der Erdabplattung eine langsam fortschreitende Drehung der Bahnebene gegen den Fixsternraum. Der Richtungssinn dieser Drehung verläuft entgegengesetzt zur Rotationsrichtung der Erde. Berücksichtigt man weiterhin, daß die Massenverteilung im Erdinnern nicht homogen ist und durch diese örtlich recht verschiedene Struktur des Gravitationsfeldes weitere Störwirkungen auf einen umlaufenden Körper ausgeübt werden, so läßt sich aus diesen wenigen Andeutungen unschwer erkennen, daß die genaue Analyse einer Satellitenbahn recht erheblichen mathematischen und rechnerischen Aufwand erfordert.

Es wäre für reale Betrachtungen natürlich völlig sinnlos, wollte man die Umlaufbahnen von Satelliten nur für sich untersuchen. Selbstverständlich kann ein künstlich geschaffener Körper in einer der beschriebenen speziellen Bahntypen erst dann um die Erde herumlaufen, wenn man ihn mit technischen Hilfsmitteln in diese Bahn gebracht hat. Da nun raketengetriebene Flugkörper die einzigen dafür geeigneten Hilfsmittel sind, muß man also auch die Besonderheiten der sich ergebenden Raketenaufstiegbahnen betrachten. Vielleicht ist es in dieser Hinsicht ganz zweckmäßig, für das Erkennen der Zusammenhänge zwischen Aufstieg und Umlaufbahn vom Übergangspunkt beider Bahnen auszugehen. Am Endpunkt der Aufstiegbahn fällt nämlich die endgültige Entscheidung über die Bahnform der anschließenden Umläufe. Die Verhältnisse sind dabei etwa folgende: Sollte für den künstlichen Satelliten eine Kreisbahn angestrebt worden sein, so müßte er von seiner Trägerrakete am Endpunkt der Aufstiegbahn genau mit der dort gültigen örtlichen Kreisbahngeschwindigkeit abgesetzt werden. Diese Forderung allein genügt jedoch noch nicht. Gleichzeitig müßte nämlich der Abgangswinkel für den Satellitenkörper, gemessen gegen die Vertikale im Endpunkt der Aufstiegbahn, genau 90° betragen. Die vollkommene Erfüllung beider Forderungen stößt aber technisch auf größte Schwierigkeiten. Selbst wenn man sich nur mit einer gewissen Annäherung an die Kreisbahn begnügt, müssen trotzdem Toleranzen in der Größenordnung von 0,5° im Abgangswinkel und 0,25 % gegenüber der örtlichen Zirkulargeschwindigkeit eingehalten werden. Hinzu kommt, daß ja die örtliche Zirkulargeschwindigkeit ihrerseits wieder von der Höhe des Endpunkts der Aufstiegbahn abhängig ist. Auch deren Wert muß für den praktischen Versuch als mit gewissen Unsicherheitsfaktoren behaftet betrachtet werden. Man bedenke also, welche Forderungen an Triebwerksregelung und Steuerungsverfahren des Trägersystems gestellt werden müßten, wenn dieses im Endpunkt seiner Aufstiegbahn den Satellitenkörper nach den zuvorgenannten Forderungen auf seiner Umlaufbahn absetzen sollte. In der Praxis wird man daher meist Zweck und Aufwand gegeneinander abschätzen und sich im wesentlichen mit schwach elliptischen Bahnen begnügen.

Es verbleibt somit abschließend noch ein Blick auf einige besondere Eigenschaften der Aufstiegbahnen selbst. Dabei soll völlig außer acht bleiben, welche speziellen technischen Eigenschaften (z. B. ein- oder mehrstufiger Aufbau) das aufsteigende Satellitenträgersystem hat. Außerdem sei als anschließende Umlaufbahn wieder eine Kreisbahn vorausgesetzt. Der Aufstieg auf eine bestimmte Kreisbahnhöhe kann nach drei verschiedenen Verfahren erfolgen, die sich vor allem durch den jeweils dafür benötigten Energiebedarf unterscheiden, abgesehen von gewissen technischen Details in bezug auf Antriebsperioden und Probleme

der Steuerung und Lenkung. Bild 5.35 soll schematisch die Verhältnisse veranschaulichen. Den geringsten Energieaufwand erfordert der sogenannte *elliptische Aufstieg.* Dabei wird zunächst in einem einzigen Antriebsabschnitt für eine relativ geringe Höhe Richtung und Geschwindigkeit einer Zirkularbahn erhalten und

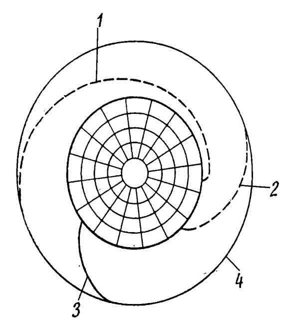


Bild 5.35 Varianten der Aufstiegbahn für künstliche Satelliten
1 elliptischer Aufstieg; *2* ballistischer Aufstieg; *3* Aufstieg mit Dauerantrieb; *4* Kreisbahn

letztere sofort weiter auf die Perigäumsgeschwindigkeit der elliptischen Übergangsbahn gesteigert. Mit abgeschaltetem Antrieb erhebt sich dann das Trägersystem bis auf das in der vorgesehenen Satellitenkreisbahn liegende Apogäum der Übergangsellipse. Vor Erreichen des Apogäums tritt dann der Antrieb des Trägersystems noch einmal kurz in Funktion, um die notwendige Zirkulargeschwindigkeit bei der Abtrennung des Satelliten zu erreichen. Auch beim *ballistischen Aufstieg* unterscheidet man zwei Antriebsperioden. Da hier am Ende der ersten Periode der Abgangswinkel gegenüber der Vertikalen kleiner als 90° ist, erreicht man zwar ohne Überschreitung der für diesen Punkt gültigen Zirkulargeschwindigkeit auch die vorgesehene Kreisbahnhöhe in elliptischem Aufstieg, aber die dann erforderliche zweite Antriebsperiode benötigt wesentlich mehr Energie für das Erreichen der endgültigen Zirkulargeschwindigkeit als beim elliptischen Aufstieg. Der Vorteil des ballistischen Aufstiegs liegt allerdings darin, daß man auch den zweiten Antriebsabschnitt vom Startort aus überwachen könnte. Das dritte Verfahren des *Aufstiegs mit Dauerantrieb* verbessert zwar die zuletzt genannte Möglichkeit noch erheblich, ist jedoch mit vorläufig untragbar großem Energieaufwand für große Kreisbahnhöhen verknüpft. Auch in diesen Fragen wird man also in der Praxis wieder Zweck und Aufwand sorgfältig gegeneinander abschätzen.

5.42 Meßsatelliten in der Forschung

Die für Satellitenversuche erforderlichen hohen Antriebsleistungen lassen sich heute noch nicht mit einstufigen Raketen erreichen. Alle bisher realisierten und geplanten Satellitenträgersysteme sind daher Mehrstufenraketen. Soweit noch technische Einzelheiten und Fragen der wissenschaftlichen Aufgabenstellung in bezug auf Meßsatelliten interessant sind, lassen sie sich wohl am besten im Zusammenhang mit den bisher angelaufenen Unternehmen erläutern.

Programme für die Schaffung von Meßsatelliten wurden erstmalig für die wissenschaftlichen Arbeiten im Internationalen Geophysikalischen Jahr (IGJ) 1957/58 aufgestellt. Die ersten Vorschläge mit derartigen Zielsetzungen erfolgten im Jahre 1954 seitens der Sowjetunion und der USA, die bis zum gegenwärtigen Zeitpunkt auch die einzigen Länder auf diesem Tätigkeitsfeld geblieben sind. Der Grund für diese Vorschläge ist leicht einzusehen, denn im Programm der innerhalb des IGJ vorgesehenen Arbeiten spielt die Erforschung der Hochatmosphäre und der in ihr ablaufenden Vorgänge eine bedeutende Rolle. Auf Einzelheiten zu Problemen der Höhenforschung braucht hier nicht näher eingegangen zu werden, weil das Wesentliche darüber bereits in Abschn. 5.1 gesagt wurde. Festzuhalten bleibt, daß Meßsatelliten gegenüber vertikal aufsteigenden Höhenraketen (Raketensonden) den überragenden Vorzug besitzen, für lange Zeiträume in den äußersten Bereichen der Hochatmosphäre verbleiben zu können. Nach den 1954 erfolgten allgemeinen Zielsetzungen für den Einsatz von Meßsatelliten im IGJ gaben dann im Jahre 1955 die Sowjetunion und die USA erstmalig offiziell bekannt, daß die technischen Voraussetzungen zu ihrer Realisierung in den Jahren 1957/58 gegeben seien. Gegen Ende des Jahres 1957 (4. Oktober und 3. November) glückte dann den sowjetischen Raketentechnikern der Start der beiden Meßsatelliten Sputnik I und II in günstige Umlaufbahnen.

Technische Daten der Trägerraketen und spezielle Einzelheiten des Aufstiegsvorgangs sind für die beiden sowjetischen Satelliten noch nicht bekannt geworden. Mit gewissen Vorbehalten lassen sich aber doch einige Rückschlüsse, vor allem aus verschiedenen Angaben zu den Satelliten selbst, auf Eigenschaften der Trägersysteme herleiten. Selbstverständlich verbleibt bei einer derartigen Betrachtung aber ein gewisses Maß der Unsicherheit. Die einschlägigen Überlegungen verschiedener Autoren führten meist, unter Voraussetzung normaler treibstoffchemischer und technischer Entwicklungsgrundlagen, zu angenähert gleichen Werten. So sollte nach *R. Engel* und *U. T. Bödewadt* die Startmasse des dreistufigen Trägersystems von Sputnik I etwa bei 130 t gelegen haben. Das Triebwerk der Grundstufe könnte dann mit einem Startschub von rund 220 Mp veranschlagt werden. Den beiden weiteren Stufen rechnen die gleichen Autoren Startmassen von 22 und 1,5 t zu, bei Vakuumschubleistungen ihrer Triebwerke von 53 und 4 Mp. Als Brennzeiten für die einzelnen Stufen erhalten sie 82, 76 und 81 s. Bei der Interpretation des Trägersystems von Sputnik II setzen sie grundsätzlich die gleichen Geräte für die ersten beiden Stufen wie bei Sputnik I voraus. Zur Erklärung der gegenüber Sputnik I gesteigerten Endleistung (größere mittlere Bahnhöhe, größeres Nutzlastgewicht) sind sie jedoch gezwungen, eine weitere Stufe zwischen Stufe 2 und 3 des ersten Systems anzunehmen, so daß das Trägersystem von Sputnik II damit vierstufig würde. Ob nun alle diese Voraussetzungen im einzelnen zutreffen, soll dahingestellt bleiben. Auf detailliertere Mitteilung weiterer Einzelheiten soll daher hier auch verzichtet werden. Mit großer Überzeugungskraft geht aber zumindest der hervorragende Entwicklungsstand der Raketentriebwerkstechnik in der Sowjetunion aus diesen und ähnlichen Untersuchungen hervor.

Soweit zahlenmäßige Angaben zum Aufbau von Sputnik I sowie über seine anfänglichen Bahnparameter vorliegen, sind sie in Tafel 5.5 zusammengefaßt. Sputnik I (Bild 5.36) wies Kugelform auf und hatte vier tangential angeordnete Antennen von paarweise 2,4 und 2,9 m Länge. Die Hülle der Kugel von 58 cm

Tafel 5.5 Daten zum sowjetischen Satelliten Sputnik I

Masse	83,6 kg
Durchmesser	58 cm
Umlaufzeit (unmittelbar nach dem Start)	96,2 min
Perigäum-Höhe (nach dem Start)	228 km
Apogäum-Höhe (nach dem Start)	940 km
Bahnneigungswinkel	64°40'
Sendefrequenzen	40,002 MHz 20,005 MHz
Senderleistung	1 W
Lebensdauer der Batterien	21 Tage
Lebensdauer des Satelliten	91 Tage
Startdatum	4. Oktober 1957

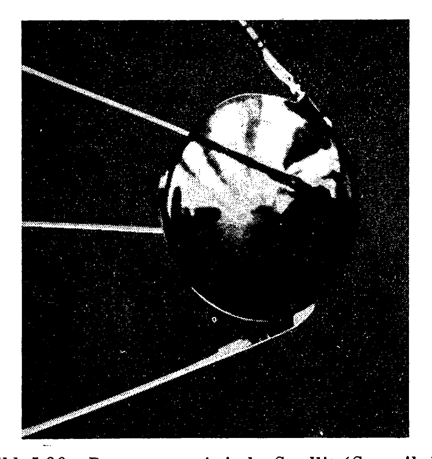


Bild 5.36 Der erste sowjetische Satellit (Sputnik I)

Durchmesser bestand aus einer Leichtmetallegierung mit besonders präparierter Außenfläche. Die Ausrüstung des Satelliten umfaßte im wesentlichen zwei Sender und die zu ihrem Betrieb notwendigen Batterien. Letztere dürften den Hauptanteil zu der hohen Gesamtmasse des Satelliten von 83,6 kg beigetragen haben. Beide Sender arbeiteten mit Impulsen von 0,3 s Dauer und ebenso großen Pausen. Die Sendeimpulse des einen Senders lagen dabei in den Pausen des anderen. Zur Verbesserung des thermischen Ausgleichs in der Satellitenkugel war diese mit einem neutralen Gas gefüllt, das in Zwangumlauf versetzt wurde. Ein guter thermischer Ausgleich war wichtig, weil für die eingebauten elektronischen Geräte unbedingt Temperaturkonstanz zu fordern war. In mancher Hinsicht ist deren Abhängigkeit von der Umgebungstemperatur jedoch sehr groß. Ein Satellit ist bedeutenden Temperaturgegensätzen ausgesetzt —

zumindest seine Außenflächen —, weil er stark wechselnden Einstrahlungsverhältnissen (Erdschattengebiet wird durchflogen) unterliegt. Der Satellitenkörper befand sich während des Aufstiegs in der Spitze der letzten Stufe des Trägersystems und wurde nach Ablösen des Schutzkonus durch einen Ablösemechanismus auf seiner Umlaufbahn von der letzten Stufe getrennt. Wie schon früher (Abschn. 5.2) näher begründet, wurde für Sputnik I die Form einer Kugel gewählt, um leichter zu genauen Ergebnissen über Dichte und Druckverhältnisse in der Hochatmosphäre zu kommen. Im wesentlichen lag also die Aufgabe für Sputnik I darin, Ausgangsdaten für weitere ballistische und bahnmechanische Untersuchungen zu liefern sowie Betriebsbedingungen elektronischer Geräte unter extremen äußeren Verhältnissen zu erproben.

Der erfolgreiche Aufstieg von Sputnik II (3. November 1957) bedeutete für die Fachwelt eine in vieler Hinsicht sensationelle Steigerung der bereits mit Sputnik I erzielten Leistungen. Aus Gründen der besonderen Aufgabenstellung für Sputnik II war von den sowjetischen Wissenschaftlern und Technikern eine völlig veränderte Grundkonzeption im Aufbau gegenüber Sputnik I gewählt worden.

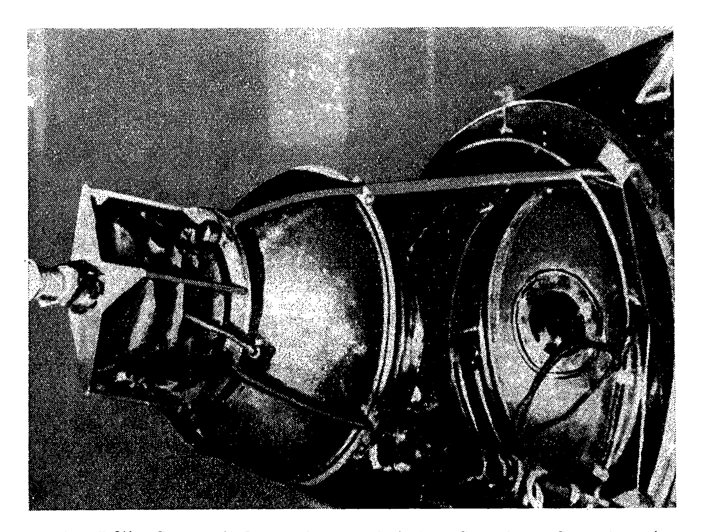


Bild 5.37 Geräteteil des zweiten sowjetischen Satelliten (Sputnik II)

Der zweite sowjetische Satellit führte nämlich in einer Spezialkabine zum erstenmal ein Lebewesen auf eine Satellitenbahn. Hinzu kamen ein Sonderbehälter für Bordsender und Batterien und Instrumentensätze zur Messung kosmischer Strahlungen (Bild 5.37). Aus leicht einzusehenden funktionstechnischen Gründen verzichtete man auf eine Trennung dieser in ein Gerüst eingebauten Einzelteile von der letzten Stufe des Trägersystems. Technische und bahnmechanische Daten zu Sputnik II enthält, soweit sie bisher bekanntgemacht wurden, Tafel 5.6.

Tafel 5.6 Daten zum sowjetischen Satelliten Sputnik II

Masse (Nutzmasse)	508,3 kg
Umlaufzeit (unmittelbar nach dem Start)	103,7 min
Perigäum-Höhe (nach dem Start)	213 km
Apogäum-Höhe (nach dem Start)	1650 km
Bahnneigungswinkel	65°
Sendefrequenzen kontinuierlich	40,002 MHz
periodisch	20,005 MHz
Senderleistung	1 W
Dauer der Energieversorgung	6 Tage
Startdatum	3. Nov. 1957

Sputnik II war während des Aufstiegs mit einem Schutzkegel verkleidet. Nach Brennschluß der Satellitenstufe wurde dieser Kegel, analog zu Sputnik I, abgesprengt. Die an der Oberfläche untergebrachten Meßgeräte dienten vornehmlich zur Registrierung der von der Sonne kommenden Röntgen- und UV-Strahlung sowie der Ultrastrahlung (Bild 5.38). Der Kugelbehälter hatte in Aufbau und

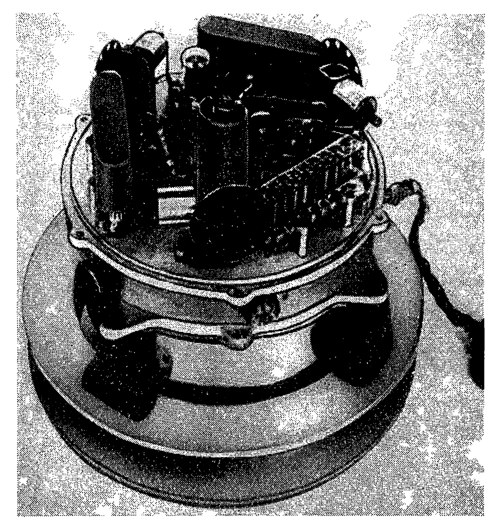


Bild 5.38 Meßgerät für UV-Sonnenstrahlung (in Sputnik II)

Funktion weitgehende Ähnlichkeit mit Sputnik I. Er enthielt also wieder zwei Bordsender (mit den gleichen Sendeeigenschaften wie bei Sputnik I) und dazugehörige Batterien, außerdem eine Apparatur zur Temperaturregulierung. Die Signale auf 20,005 MHz wurden wieder in Form von kurzen Impulsen gegeben.

Die Ausstrahlung von 40,002 MHz erfolgte dagegen nur in Form eines dauernden Peilzeichens. Die von den Meßgeräten ermittelten Werte wurden durch Veränderungen in Impulsdauer und -folge des 20,005-MHz-Senders übertragen. Das Meßwertübertragungssystem arbeitete programmgemäß etwa eine Woche lang. Die Spezialkabine für das Versuchstier, eine Eskimohündin, war angenähert zylindrisch. Sie enthielt eine komplizierte Anlage zur Aufrechterhaltung und Überwachung der Lebensfunktionen des Tieres. Dazu gehörten einmal Vorräte und Hilfseinrichtungen für die geregelte automatische Fütterung, ferner eine Anlage zur Lufterneuerung und Temperaturregelung. Zur Untersuchung der Lebensfunktionen lieferten Meßfühler, die am Körper des Tieres angebracht waren, Meßwerte über Atmung, Herztätigkeit, Blutdruck und Körpertemperatur. Gleichzeitig wurden durch weitere Meßgeräte die Klimafaktoren (Temperatur, Druck, Feuchtigkeit) innerhalb der Kabine registriert. Sputnik II war also in gewisser Hinsicht der erste „bemannte" künstliche Satellit der Erde. Die mit diesem Tierversuch für die Raumfahrtmedizin gewonnenen Erkenntnisse dürften für die Lösung von Problemen zu kosmischen Flügen mit Menschen von erheblicher Bedeutung sein.

Der Reigen der großartigen Erfolge der sowjetischen Raketentechnik wurde schließlich am 15. Mai 1958 mit einem weiteren Meßsatelliten, Sputnik III, fortgesetzt. Der Aufstieg dieses neuen Satelliten mit der außerordentlich beachtenswerten Masse von 1327 kg war durch monatelange Auswertungen der Erfahrungen mit den beiden ersten sowjetischen Satelliten sorgfältig vorbereitet worden. Wie schon Sputnik I wurde auch Sputnik III wieder von der letzten Stufe seines Trägersystems nach Einlauf in die Satellitenbahn getrennt. Die genannten 1327 kg beziehen sich also nur auf den eigentlichen Meßsatelliten. Wie schwer und wie groß die gleichfalls auf einer Satellitenbahn umlaufende Endstufe des Trägersystems ist, wurde bisher nicht bekannt. Verschiedenen optischen Beobachtungen zufolge dürften beide Werte jedoch ziemlich hoch liegen. Die Masse der Meßgeräte in Sputnik III beträgt 968 kg, also fast 1 t, und weist damit diesen Satelliten als vollautomatisches Großlaboratorium im Kosmos aus. Sein Arbeitsprogramm ist auch dementsprechend vielseitig und umfangreich; es betrifft unter anderem Druck und Zusammensetzung der Hochatmosphäre, Konzentration der positiven Ionen, Magnetfeldstärke der Erde, Intensität der solaren Korpuskularstrahlung, Primärkomponente der Ultrastrahlung, Verteilungsdichte der Meteore und Mikrometeore.

Sputnik III (Bild 5.39) ist ein kegelförmiger Körper mit 3,57 m Höhe und einem Basisdurchmesser von 1,73 m. Von besonderem Interesse ist eine automatische Vorrichtung, die durch jalousieartige Einbauten in die Oberfläche des Satelliten eine geregelte Beeinflussung der Ein- und Ausstrahlungsverhältnisse für Sputnik III möglich macht. Durch dieses interessante Verfahren läßt sich das Problem der Temperaturkonstanz für das Innere des Satelliten zufriedenstellend lösen. Auch in der weiteren Entwicklung astronautischer Flugkörper wird es zweifellos eine bedeutende Rolle spielen. Der Satellit ist mit einem Sender ausgerüstet, der für Ortungszwecke Peilzeichen auf 20,005 MHz von 0,15 bis 0,3 s Dauer ausstrahlt. Daneben existiert noch ein besonderes Übertragungssystem für verschiedene Meßwerte. Es ist mit einer Speichervorrichtung gekoppelt, in der die Meßwerte während des größten Teiles eines Satellitenumlaufs gesammelt werden. Beim Überfliegen bestimmter Bodenstationen in der Sowjetunion wird dann das

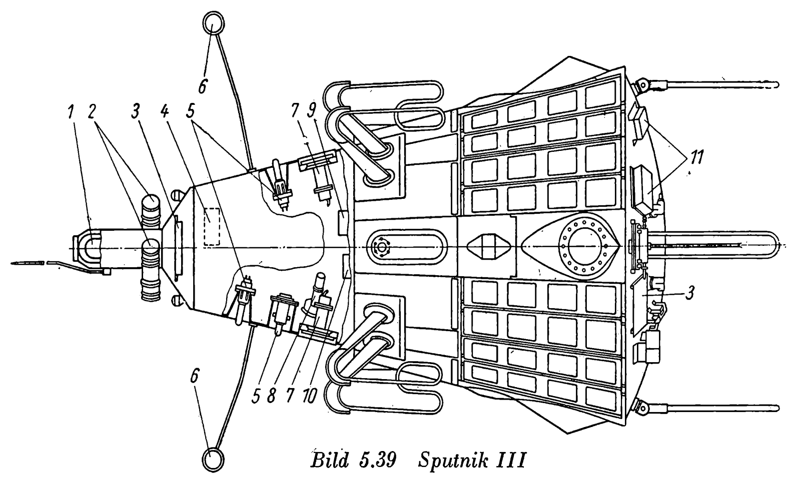


Bild 5.39 Sputnik III

1 Magnetometer; *2* Vervielfacherfotozelle zum Registrieren der solaren Strahlung; *3* Sonnenbatterien; *4* Gerät zum Registrieren der Photonen in der Höhenstrahlung; *5* Magnet- und Ionisationsmanometer; *6* Ionenfalle; *7* Fluxmeter; *8* Massenspektrometerrohr; *9* Gerät zum Registrieren der schweren Kerne der Höhenstrahlung; *10* Gerät zum Messen der Intensität der primären Höhenstrahlung; *11* Gebergeräte zum Registrieren von Mikrometeoriten

Übertragungssystem durch ein Abfragesignal veranlaßt, die gespeicherten Werte in kürzester Zeit herunterzusenden. Die für den Betrieb der Meßgeräte und Übertragungs- und Sendeeinrichtungen notwendige Energieversorgung geschieht aus chemischen Batterien und chemischen Sammlern, die durch Halbleiterfotoelemente aufgeladen werden. Letztere verwandeln das Sonnenlicht in elektrische Energie und sind so über den Satellitenkörper verteilt, daß auch bei dessen Lageänderungen immer eine oder mehrere Empfangsflächen vom Sonnenlicht getroffen werden. Eine Zusammenstellung technischer und Bahndaten für Sputnik III enthält Tafel 5.7.

Tafel 5.7 Daten zum sowjetischen Satelliten Sputnik III

Masse	1327 kg
Masse der Meßgeräte	968 kg
Länge	3,57 m
Basisdurchmesser	1,73 m
Umlaufzeit (unmittelbar nach dem Start)	105,9 min
Perigäum-Höhe (nach dem Start)	258 km
Apogäum-Höhe (nach dem Start)	1880 km
Bahnneigung	65°

Die Sowjetunion bewies mit diesen ersten erfolgreichen Aufstiegen der Jahre 1957 und 1958 nicht nur den hohen Stand ihrer Raketenentwicklung einschließlich aller dazugehörenden Hilfswissenschaften, zumal die technischen Daten der

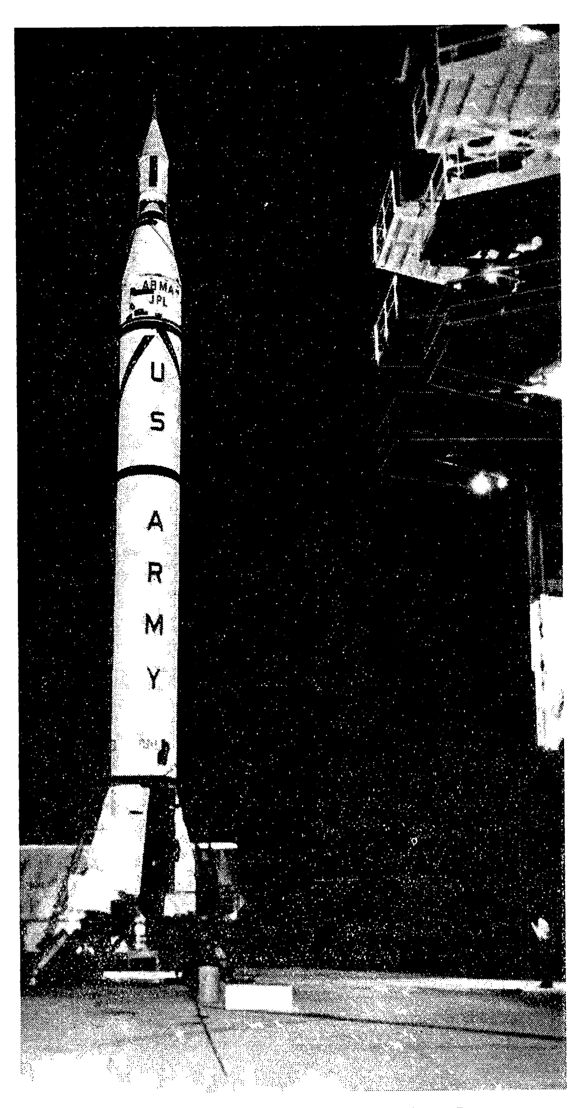


Bild 5.40 Satellitenträgerrakete Juno I

Tafel 5.8 Daten zu den amerikanischen Meßsatelliten

Explorer I	
Masse (mit leerer 4. Stufe)	13,96 kg
Meßteil u. Antennen	8,22 kg
Länge (mit 4. Stufe)	2,03 m
Meßteil	0,86 m
Durchmesser	0,15 m
Perigäum-Höhe (nach Start)	340 km
Apogäum-Höhe (nach Start)	2542 km
Umlaufzeit (nach Start)	114,9 min
Bahnneigung	34°
Explorer III	
Masse (mit leerer 4. Stufe)	14,06 kg
Meßteil	8,32 kg
Instrumente	5,10 kg
Länge (mit 4. Stufe)	2,03 m
Durchmesser	0,15 m
Perigäum-Höhe (nach Start)	187 km
Apogäum-Höhe (nach Start)	2785 km
Umlaufzeit (nach Start)	115,7 min
Bahnneigung	36,5°
Explorer IV	
Masse (mit leerer 4. Stufe)	17,45 kg
Länge (mit 4. Stufe)	2,03 m
Durchmesser	0,15 m
Perigäum-Höhe (nach Start)	260 km
Apogäum-Höhe (nach Start)	2197 km
Umlaufzeit (nach Start)	110,3 min
Bahnneigung	51°
Vanguard I	
Masse	1,48 kg
Durchmesser	0,16 m
Perigäum-Höhe (nach Start)	640 km
Apogäum-Höhe (nach Start)	3490 km
Umlaufzeit (nach Start)	135 min

drei Trabanten (Gewicht, Ausrüstung) die Erwartungen der Fachwelt bei weitem übertrafen. Mit den Aufstiegen von Sputnik I, II und III glückte darüber hinaus auch zum erstenmal der Vorstoß in den Bereich der astronautisch interessanten Geschwindigkeiten. Den sowjetischen Forschern gebührt damit uneingeschränkt das Verdienst, als erste einen entscheidenden Schritt auf dem Wege zur Erfüllung des alten Menschheitstraumes vom Flug in den kosmischen Raum getan zu haben.

Den drei sowjetischen Meßsatelliten standen seitens der USA bis gegen Ende 1958 zwar mehrere richtungweisende Vorschläge (Mouse, Mighty Mite usw.) zur Schaffung von Minimumsatelliten und zwei detailliertere Projekte (Vanguard und Orbiter) gegenüber, aber davon wurde zunächst nur das Projekt Vanguard (Vorhut) als offizielles amerikanisches Satellitenunternehmen zum IGJ in Entwicklung genommen. Erst ab November 1957, nach wenig zufriedenstellendem Verlauf der Arbeiten am Vanguard-Projekt, griff man auch auf das schon 1954 von *W. v. Braun* entwickelte Orbiter-Projekt zurück. Als Trägerrakete sollte die im Arbeitskreis um *W. v. Braun* entwickelte Redstone-Rakete dienen, und zwar in ihrer Weiterentwicklung als militärische ballistische Forschungsrakete mit der Typenbezeichnung Jupiter-C. Die Redstone kann man als Weiterentwicklung des vom gleichen Kreis in Peenemünde geschaffenen A4 betrachten. Man ist daher zunächst auch bei den bewährten Treibstoffen Alkohol—Flüssigsauerstoff geblieben und setzt weiterhin Strahlruder für die Lenkung der Rakete ein. Das endgültige Satellitenträgersystem mit der Grundstufe Jupiter-C wurde vierstufig ausgelegt, wobei die oberen Stufen Feststoffraketen bzw. -raketenbündel sind. Als Bezeichnung erhielt das System den Namen „Juno I".

Eine derartige Juno-Rakete war es dann auch, die am 1. Februar 1958 den ersten amerikanischen Meßsatelliten 1958-Alpha (Explorer I) auf seine Umlaufbahn brachte (Bild 5.40). Der Aufstieg erfolgte auf dem großen Raketenversuchsgelände bei Cape Canaveral (Florida) und verlief in südöstlicher Richtung über die Bahama-Inseln hinweg. Der im Gegensatz zu den sowjetischen Sputniks zylindrische amerikanische Satellit setzt sich aus dem eigentlichen Meßteil und der ausgebrannten vierten Stufe des Trägersystems zusammen. Der Meßteil ist hauptsächlich zur Untersuchung der kosmischen und Sonnenstrahlung eingerichtet und arbeitet mit einem Meßwertsender auf 108 MHz. Die Masse des Senders beträgt rund 900 g. Mit der Jupiter-C konnten schließlich bis Oktober 1958 noch zwei weitere Kleinsatelliten (Explorer III und IV) zum Umlauf gebracht werden, deren Gewicht und Ausrüstung etwas von Explorer I verschieden waren. Die Kleinsatelliten Explorer II und V waren von Antrieb und Steuerung her Versager und erreichten keine stabilen Umlaufbahnen. Über technische Daten und Bahnkennwerte der drei funktionsfähigen Explorer-Satelliten gibt Tafel 5.8 Auskunft.

Die Versuchsaufstiege des dreistufigen Vanguard-Trägersystems und seiner Testvarianten werden gleichfalls bei Cape Canaveral durchgeführt (Bild 5.41). Sie brachten jedoch bis Ende 1958 nur einen vollen Erfolg. Der erste Aufstiegsversuch einer Vanguard-Rakete mit vollständigem Gerät am 6. Dezember 1957 endete infolge Versagens des Antriebs der ersten Stufe schon in Bodennähe mit der Zerstörung des Aggregats. Bei diesem ersten Versuch sollte ein Testsatellit erprobt werden, der bei einem Durchmesser von 16,5 cm eine Masse von rund 1,8 kg aufwies. Erst bei einem erneuten Versuch am 17. März 1958 gelang es, den Kleinsatelliten Vanguard I (1,48 kg) auf seine Bahn zu bringen. Das Ziel

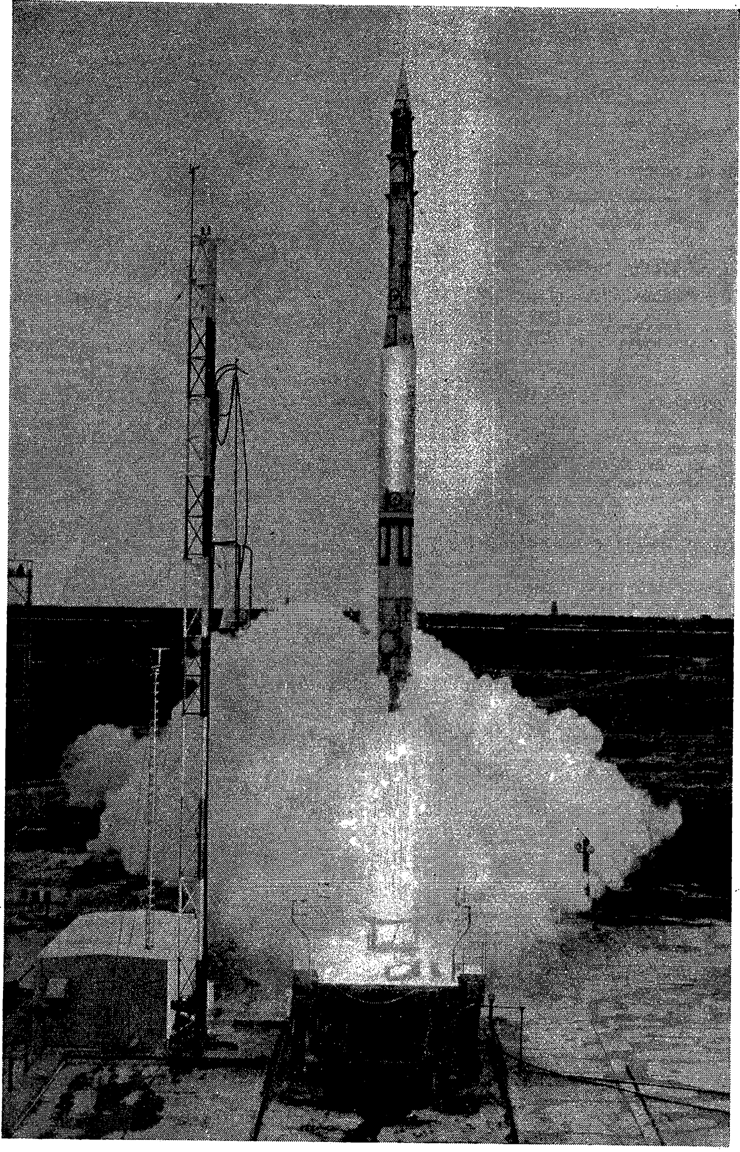


Bild 5.41 Versuchsaufstieg eines Vanguard-Trägersystems

der Aufstiege mit diesen kleinen Testsatelliten war, den Ablösemechanismus unter Flugbedingungen und die Eignung von Sonnenlichtbatterien (Halbleiterfotoelemente, die chemische Zellen speisen) für die Stromversorgung kleiner eingebauter Meßwertsender zu erproben. Sechs dieser Fotoelemente befinden sich an der Außenhülle des Satelliten und sollen über chemische Speicherzellen 5 mW Sendeleistung für einen 108,03-MHz-Miniatursender, der an der Außenseite des Satelliten untergebracht ist, liefern. Ein anderer 108-MHz-Sender ist im Innern der kleinen Magnesiumkugel untergebracht und erhält 10 mW Sendeleistung durch eine chemische Batterie, deren Lebensdauer auf zwei Wochen veranschlagt wurde.

Soweit für den Testsatelliten Vanguard I technische Daten und Werte für die Umlaufbahn zu gewinnen waren, sind sie in Tafel 5.8 mit aufgenommen.

Der eigentliche Vanguard-Satellit soll dagegen eine Masse von 9,75 kg aufweisen und dementsprechend umfassender instrumentiert sein. Die kugelförmige Hülle des Satelliten wird aus 0,7 mm dickem Magnesiumblech gefertigt. Sie erhält zur Erzielung eines möglichst hohen Reflexionsgrades (Albedo) einen dünnen hochglanzpolierten Überzug aus Gold. Um diese empfindliche Oberfläche einigermaßen vor äußeren Einflüssen zu schützen, wird noch ein Kunststoff aufgesprüht. In der Teilungsebene der aus Halbkugeln aufgebauten Satellitenhülle liegen die Anschlüsse für vier radial gerichtete Antennen, die ihre Endlage jedoch erst nach Absprengen des Schutzkegels einnehmen.

Das Trägersystem ist, wie schon kurz angedeutet, als dreistufige Rakete entwickelt worden (Bild 5.42). Erwähnenswert dürfte dabei sein, daß die Hauptteile des Systems, nämlich die Gesamtzelle und die Triebwerke der drei Stufen, von vier verschiedenen Unternehmen bearbeitet und gebaut wurden. So liegen Gesamtprojektierung und Zellenbau bei der Martin Company, deren Erfahrungen mit der Viking-Serie zu nutzbringendem Einsatz kommen sollen. Das Triebwerk der ersten Stufe wird von der General Electric Company hergestellt, für die zweite Stufe liefert Aerojet-General das Triebwerk, und für den Feststoffantrieb der dritten Stufe zeichnet schließlich die Grand Central Rocket Company verantwortlich. Als Treibstoff werden in der ersten Stufe Flüssigsauerstoff und Kerosin angewendet, in der zweiten Stufe weißrauchende Salpetersäure und asymmetrisches Dimethyl-Hydrazin, während für die letzte Stufe ein leistungsfähiger fester Treibstoff gewählt wurde, dessen Eigenschaften jedoch nicht näher bekannt sind. Einige technische Daten zum Vanguard-Trägersystem sind in Tafel 5.9 zusammengestellt. Die Satellitenrakete startet in vertikaler Richtung von einer Plattform aus. Das aufsteigende Dreistufensystem wird nur in den beiden ersten Stufen gelenkt. Zu diesem Zweck können deren kardanisch aufgehängte Brennkammern durch Stellmotore entsprechend geschwenkt werden. Die notwendigen Kommandos dazu erhalten die Motore von den Steuergeräten, die sich im Kopfteil der zweiten Stufe befinden.

Aus den mitgeteilten Einzelheiten über die ersten Projekte und durchgeführten Unternehmen zur Schaffung von Meßsatelliten läßt sich eine sehr wichtige und notwendige Schlußfolgerung ziehen. Es zeigt sich nämlich, daß auch ihre raketentechnischen Voraussetzungen durchaus in den konstruktiven Prinzipien verankert sind, die in den vergangenen Abschnitten aufgezeigt wurden. Grundsätzlich neue Wege brauchten zu ihrer Verwirklichung nicht beschritten zu werden. Leistungsstarke thermochemische Triebwerke in Kopplung zu mehrstufigen Systemen

Tafel 5.9
Technische Daten zum Vanguard-Trägersystem

1. Stufe	
Startmasse (allein)	8000 kg
Länge (allein)	13,5 m
Durchmesser	114 cm
Triebwerk (Typenbezeichnung)	X-405
Schub	12500 kp
Brennzeit	150 s
Brennkammerdruck	35 kp/cm²
Triebwerksmasse	225 kg
2. Stufe	
Masse (voll ausgerüstet)	1975 kg
Länge (allein)	9,5 m
Durchmesser	82 cm
Triebwerk (Typenbezeichnung)	AJ 10-37
Schub	3400 kp
Brennzeit	100 s
3. Stufe	
Masse (mit Satellit)	225 kg
Länge (allein)	2,1 m
Schub	2000 kp
Brennzeit	etwa 20 s
Triebwerksmasse	210 kg
Gesamtsystem	
Startmasse	10200 kg
Länge	22 m
Treibstoffmasse	etwa 7700 kg

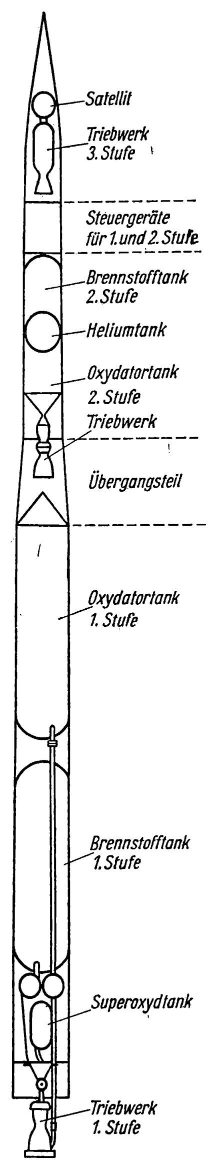


Bild 5.42
Aufbau des Vanguard-Trägersystems

bilden gegenwärtig ihre Grundlage. Es ist zu erwarten, daß die gleichen Antriebssysteme durch laufende Leistungssteigerungen vorläufig auch noch weiteren, höhergestellten Anforderungen (bemannte Satelliten, Mondboten, Mondsatelliten, interplanetare Flugkörper) gerecht zu werden vermögen. Die Entwicklung von Raketen mit anderen Antriebsmechanismen (Atom-, Ionen- und Photonenraketen) ist also absolut keine notwendige Voraussetzung, begrenzte astronautische Pläne zu verwirklichen.

Abschließend sei eine kurze Zusammenstellung gegeben, die einen Überblick über die hauptsächlichsten

wissenschaftlichen Untersuchungen unter Einsatz von Meßsattelliten vermitteln soll. Die Feststellung, daß selbstverständlich auch Meßsatelliten vorläufig als Geräte der Höhenforschung aufzufassen sind, soll als Hinweis auf frühere Ausführungen genügen. Die Zusammenstellung erhebt keinen Anspruch auf Vollständigkeit, sie ist nur ein Ausschnitt aus dem sehr umfangreichen Arbeitsprogramm für Meßsatelliten. Außerdem wurde darauf verzichtet, die einzelnen Programmpunkte bestimmten naturwissenschaftlichen Teildisziplinen zuzuordnen. Es wird sich im allgemeinen etwa um folgende Probleme handeln:

a) Zustandsgrößen der Atmosphäre (Dichte, Druck, Temperatur und Zusammensetzung der Atmosphäre in extremen Höhen);
b) optische Eigenschaften der Atmosphäre (Lichtstreuung, Refraktion);
c) Langzeitbeobachtungen der solaren Wellenstrahlung (Ultraviolett- und Röntgenstrahlung, Zusammenhänge mit Vorgängen auf der Sonne);
d) Korpuskularstrahlung der Sonne (Einfluß auf erdmagnetische Variationen, Zusammenhang mit Polarlicht);
e) kosmische Strahlung (Zusammensetzung, Intensität, Schwankungen);
f) Erscheinungen in der Ionosphäre (Struktur der Schichten, Ionenkonzentration, Elektronenkonzentration und -temperatur);
g) Magnetfeld der Erde (gestörtes und ungestörtes Feld, Zusammenhang mit elektrischen Strömen in der Ionosphäre);
h) Struktur des Erdkörpers (Radius, Masse, Abplattung, Massenverteilung, interkontinentale Entfernungen);
i) Mikrometeore und Meteore (Verteilungsdichte, Zusammensetzung, Energie, Masse);
j) interplanetares Gas (Dichte von Wasserstoff im freien kosmischen Raum).

Aus Massegründen wird man wohl vorläufig kaum einen Meßsatelliten für alle nur denkbaren Untersuchungen gleichzeitig einsetzen. Man wird vielmehr die Zusammenfassung gewisser beschränkter Aufgabenstellungen anstreben, bei denen möglichst ökonomische Instrumentierungen möglich sind und eine gegenseitige Störung der Arbeitsfunktionen der auf engstem Raum konzentrierten Geräte entfällt. Als logische Folgerung ergibt sich daraus die Notwendigkeit, zur Erlangung eines möglichst breiten Materials über die genannten und verwandte Probleme noch Dutzende von Meßsatelliten zu starten.

5.5 Raketenschlitten für Forschungszwecke

Raketenschlitten schlechthin sind schon seit den ersten Versuchen *Valiers*, *Opels* und *Sanders* (1929/30) bekannt. Als Forschungsmittel im eigentlichen Sinne waren die dabei verwendeten Geräte allerdings noch nicht anzusprechen. Sie dienten vielmehr rein demonstrativen Zwecken. Diese ältesten Raketenschlitten (Bild 5.43) liefen teilweise auf gewöhnlichen Eisenbahngleisen oder mit Kufen auf Schneeflächen und zugefrorenen Seen. Die erzielten Geschwindigkeiten lagen zwischen 200 und 300 km/h; einer der Valierschen Schlitten soll jedoch unbemannt auf der Eisdecke eines süddeutschen Sees etwa 400 km/h erreicht haben. Das Hauptziel dieser Versuche, den Raketenschlitten neben dem Raketenauto als erdgebundenes Fahrzeug hoher Geschwindigkeit populär zu machen, scheiterte vor allem unter dem Eindruck der zahlreichen mißlungenen Starts. Die Ursache dafür lag einfach darin, daß die damals verfügbaren künstlichen Schlittenbahnen

(Gleise) überhaupt nicht den Anforderungen von Hochgeschwindigkeitsfahrten gewachsen waren. Die Schlittenfahrzeuge selbst ließen dieser Zielsetzung gegenüber meist elementare Mängel erkennen. So verschwand für über ein Jahrzehnt der Raketenschlitten aus der offiziellen praktischen Anwendung von Raketentriebwerken.

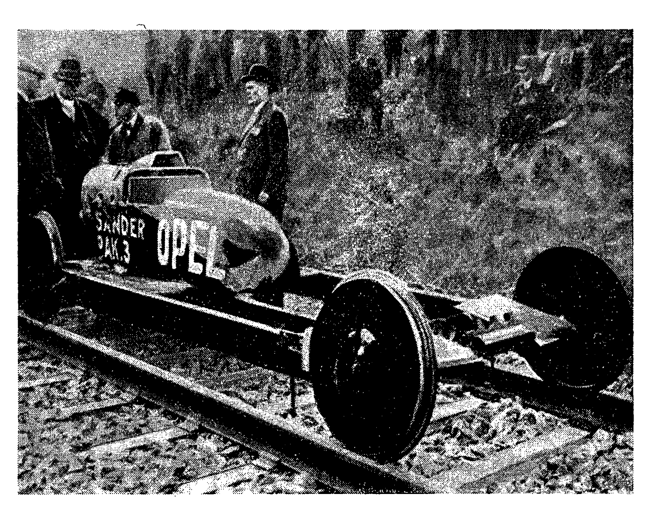


Bild 5.43 Raketenversuchsschlitten von Opel

Erst die ständig gesteigerte Entwicklung auf dem Gebiete des nach 1945 aufkommenden Hoch- und Höchstgeschwindigkeitsfluges brachte unter anderem auch den raketengetriebenen Schlitten wieder in die Praxis zurück. Für viele wichtige diesbezügliche Untersuchungen zeigte sich seither gerade dieses Gerät als außerordentlich wertvoll für die Forschung. So lassen sich beispielsweise Versuche zur Erprobung bestimmter Bauelemente und Ausrüstungsteile für Überschallflugzeuge sehr zweckmäßig mit Raketenschlitten durchführen, weil dabei die Meßanlage sozusagen bodenverbunden bleibt. Selbstverständlich sind dann für Überschalluntersuchungen auch Überschallschlitten zu fordern, und als Gleitbahn kommen nur Spezialschienenstrecken in Frage.

Eine Sonderstellung unter den Versuchen mit Raketenschlitten nehmen die Experimente ein, die der amerikanische Militärarzt *J. P. Stapp* seit 1954 systematisch durchführt. Bei diesen Versuchen geht es darum, die physiologischen Auswirkungen hoher Beschleunigungsstöße auf den menschlichen Körper zu studieren. Die damit verbundenen Erkenntnisse sind für die Probleme der Rettung von Piloten aus manövrierunfähigen Überschallflugzeugen von allergrößter Bedeutung. Im Augenblick des „Aussteigens“ bei Überschallgeschwindigkeit ergeben sich, selbst unter Verwendung spezieller Schleudersitze, so außergewöhnlich hohe und wechselnde negative Beschleunigungen, daß bei ungenügender Vorbereitung des Piloten diese Stöße tödliche Folgen haben können.

Die entsprechenden Untersuchungen auf dem von Northrop entwickelten Versuchsschlitten, *Dezelerator* genannt, nimmt *Stapp* an sich selbst vor (Bild 5.44). Der Schlitten läuft auf einer etwa 1000 m langen Spezialschienenstrecke, wobei er gegen plötzliches Abheben von den Schienen durch besondere Vorrichtungen gesichert ist. Als Antrieb für dieses Gerät wurden bis zu zwölf Feststofftriebwerke mit einem Gesamtschub von 25 Mp eingesetzt. Bei den ersten Versuchsfahrten beschränkte man sich allerdings auf die Hälfte der maximal möglichen Schubkraft.

Die Vorversuche zu der Untersuchungsreihe mit dem Stappschen Dezelerator waren im Frühjahr 1954 abgeschlossen, wobei ausschließlich mit unbesetztem Schlitten gefahren worden war. Der erste Test mit einer Versuchsperson auf dem Schlitten wurde im März 1954 durchgeführt. Nach gründlicher Untersuchung

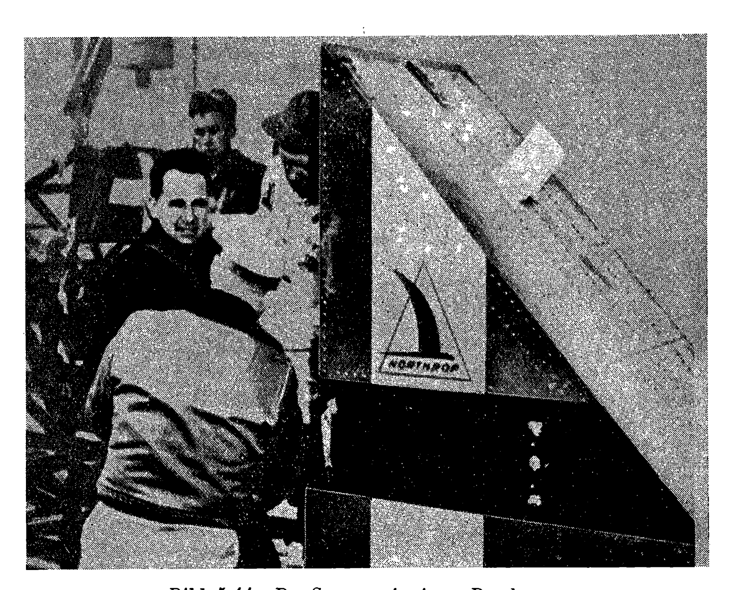


Bild 5.44 Dr. Stapp auf seinem Dezelerator

von Herztätigkeit, Kreislauf, Atmung, Nervenreaktionen nahm *Stapp* schließlich selbst den Platz hinter dem 35 kp schweren Windschirm ein, der vor ihm auf dem Schlitten aufgebaut war und den Winddruck für den frei dahinter sitzenden Menschen abfangen sollte. Die Versuchsperson wurde auf dem Spezialsitz sorgfältig festgeschnallt. Der aus sechs Feststoffraketen bestehende Antrieb lieferte für etwa 5 s einen Schub, der den Schlitten auf eine Höchstgeschwindigkeit von etwa 675 km/h brachte. Die Startbeschleunigung stieg dabei bis auf maximal 5 g an. Nach Brennschluß setzte sofort die Bremswirkung durch Luftwiderstand und Schienenreibung ein. Die negativen Beschleunigungen erreichten aber erst ihren Höhepunkt, als der Schlitten beim Überfahren zweier Wasserbecken abgebremst wurde. Die in das Wasser eintauchenden Bremsschaufeln, die sich am Antriebsteil

und am eigentlichen Testgleiter befanden, brachten innerhalb von Sekundenbruchteilen das Gerät zum Stehen. Die schlagartig ansteigende negative Beschleunigung schnellte dabei bis auf 22 *g* empor. Nach beendetem Versuch unterzog man die Versuchsperson eingehenden ärztlichen Untersuchungen.

Ein weiterer Versuch mit dem Dezelerator fand im August 1954 statt. Das Ziel war diesmal die Untersuchung der Wirkung eines plötzlichen Luftanpralls bei etwa 800 km/h auf den menschlichen Körper. *Stapp* saß zu diesem Zweck hinter einem stabilen Rahmengestell, das zunächst durch zwei seitlich befestigte Klappen wie ein Windschutz verschlossen war. Nach Erreichen der gewünschten Geschwindigkeit sollten sich dann diese Klappen automatisch nach innen öffnen und dem Fahrtwind den Weg auf die Versuchsperson freigeben. Der Kopf der Versuchsperson wurde durch einen besonders entwickelten Helm geschützt, der vor dem Start fest mit der Kopfstütze des Sitzes verbunden wurde. Da die Gesamtausrüstung des Testgleiters bei diesem Versuch schwerer als beim zuvor genannten war, erhöhte man den Antriebsteil auf elf Feststofftriebwerke mit rund 22 Mp Schub. Der Schlitten erreichte bei diesem Versuch eine Höchstgeschwindigkeit von 810 km/h. Nach Öffnen der Windschutzklappen prallte die Luft so heftig auf, daß mitgerissene Sandkörnchen glatt die Kleidung der Versuchsperson durchschlugen und auf seiner Haut blutunterlaufene Stellen von der Größe kleiner Münzen erzeugten. Den bemerkenswertesten Versuch dieser Untersuchungsreihe führte *Stapp* am 10. Dezember 1954 durch. Er saß dabei während der ganzen Fahrt ohne Windschutz frei im Luftstrom. Der Antrieb wurde durch neun Triebwerke mit etwa 18 Mp Schub geliefert. Die Startbeschleunigung stieg auf über 7 *g* an, und nach etwa 850 m hatte der Schlitten mit 1005 km/h die größte Geschwindigkeit erreicht, die jemals mit einem bemannten, erdgebundenen Fahrzeug erzielt worden war. Auf einer Strecke von etwas mehr als 200 m und innerhalb von 1,5 s wurde der Schlitten dann wieder beim Überfahren von Bremswasserbecken zum Stehen gebracht. Während einer vollen Sekunde lag die Bremsbeschleunigung dabei über 25 *g* und für Bruchteile der Sekunde sogar in der Größenordnung von 35 bis 40 *g*! Die Auswertung der nach jedem dieser Versuche vorgenommenen eingehenden ärztlichen Untersuchungen lieferten bedeutsame Beiträge für Luftfahrt- und Raumfahrtmedizin. Inzwischen sind in vielen Forschungszentren derartige Raketenschlittenteste zum routinemäßigen Gebrauchsgut spezieller luftfahrtmedizinischer Untersuchungen geworden.

5.6 Forschungsraketen in der Überschallaerodynamik

Neben den bemannten Raketen-Forschungsflugzeugen für die Untersuchung aerodynamischer Probleme des Hochgeschwindigkeitsfluges verwendet man für den erweiterten Aufgabenbereich in starkem Maße auch unbemannte Flug- und Wurfkörper mit Raketenantrieb. Wie leicht einzusehen ist, liegt der bedeutendste Vorteil der unbemannten Geräte einfach darin, daß bei ihnen eine durch physiologische Leistungsgrenzen des Menschen bedingte Einengung der Problemstellungen entfällt. Dies bezieht sich vor allem auf die Anwendbarkeit hoher und höchster Beschleunigungen in der Startphase der Testkörper. Die mangelhafte Beschleunigungsfestigkeit des menschlichen Organismus bedingt für bemannte Versuchsgeräte zum Erreichen höchster Geschwindigkeiten zwangsläufig verhältnismäßig langgezogene Beschleunigungsphasen. Diese Notwendigkeit

macht sich jedoch dann in der Triebwerksfrage recht unangenehm bemerkbar. Als Triebwerke mit den für diese Zielsetzung notwendigen langen Brennzeiten und Möglichkeiten zur Leistungsregelung kommen nur Flüssigkeitstriebwerke in Frage. Diese sind aber kompliziert und kostspielig in Herstellung und Wartung. Bemannte Raketen-Forschungsflugzeuge werden darum immer recht teure Forschungsmittel sein. Für viele Aufgaben der Hochgeschwindigkeitsforschung wäre jedoch ein derartig großer Aufwand recht unökonomisch. Der Einsatz

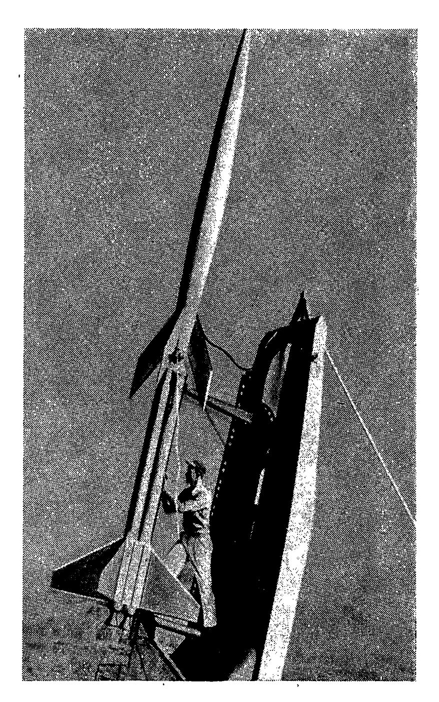


Bild 5.45 Testflugkörper mit Feststoffstarthilfe

unbemannter Testflugkörper mit relativ billigen Feststofftriebwerken erweist sich somit als günstige Ergänzung von bemannten Forschungsflugzeugen, Überschallwindkanälen und Raketengleitern. Die bei modernen Hochleistungs-Feststoffraketen auftretenden enormen Startbeschleunigungen erweisen sich bei entsprechender Sorgfalt in der Instrumentierung als weniger störend.

Der Aufbau derartiger Versuchsgeräte kann recht unterschiedlich sein. Hier sollen nur einige besonders charakteristische Beispiele erwähnt werden. Für grundlegende Untersuchungen aerodynamischer Verhältnisse bei hypersonischen Geschwindigkeiten kommen meist zweckentsprechend gestaltete Versuchskörper zur Anwendung, die ausschließlich als Instrumententräger dienen (Bild 5.45).

Den notwendigen Antrieb liefert ein davon getrennter spezieller Triebwerksteil, der aus einzelnen Feststoffraketen, Raketenbündeln oder sogar mehrstufigen Kombinationen bestehen kann. Der Triebwerksteil sorgt lediglich für die Beschleunigung des Testkörpers auf die gewünschte Geschwindigkeit und wird dann abgekoppelt. Letzterer legt den Rest seiner Bahn als Wurfkörper zurück. Mit der Außenhaut des Testkörpers stehen bis zu über hundert hochempfindliche Indikatoren für die Messung von Druck- und Temperatur in Verbindung. Die Meßwerte werden über entsprechende elektronische Wandler und Meßwertsender während des Fluges an die Bodenstation gemeldet. Gelegentlich kommen als Instrumententräger sogar entsprechend verkleinerte Modelle in Entwicklung befindlicher Hochgeschwindigkeitsflugzeuge zur Anwendung (Bild 5.46).

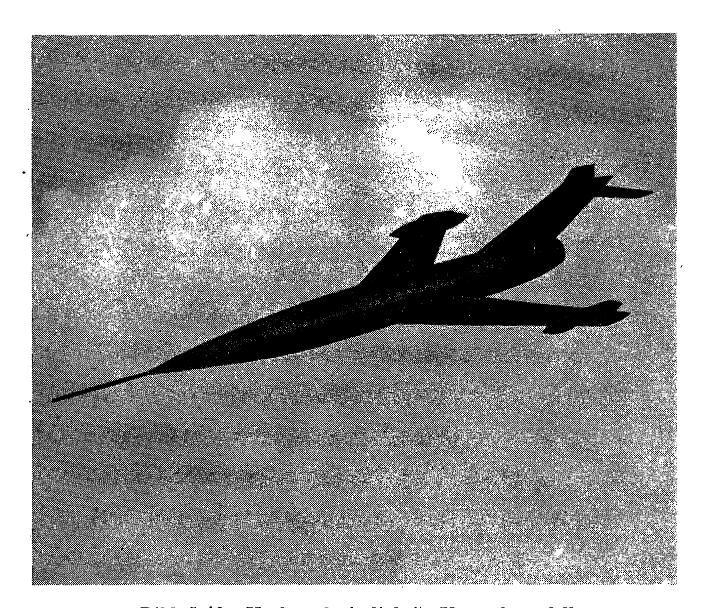


Bild 5.46 Hochgeschwindigkeits-Versuchsmodell

Ein Sondergebiet derartiger Untersuchungen stellen die Versuche dar, wie sie unter anderem mit der dreistufigen Forschungsrakete Lockheed X-17 unternommen werden (Bild 5.47). Hierbei geht es um die Erforschung der Probleme, die mit der Rückkehr von Flug- und Wurfkörpern aus dem außeratmosphärischen Raum oder zumindest aus den äußersten Regionen der Hochatmosphäre in die dichteren Bereiche der Lufthülle zusammenhängen. Diese Untersuchungen sind einmal für die Entwicklung ballistischer Fernraketen von höchster Bedeutung; sie bilden aber auch die Grundlage für die Lösung des Problems der gesicherten Rückführung astronautischer Flugkörper zur Erdoberfläche. In beiden Fällen liegen die Geschwindigkeiten, mit denen die Körper in die Atmosphäre

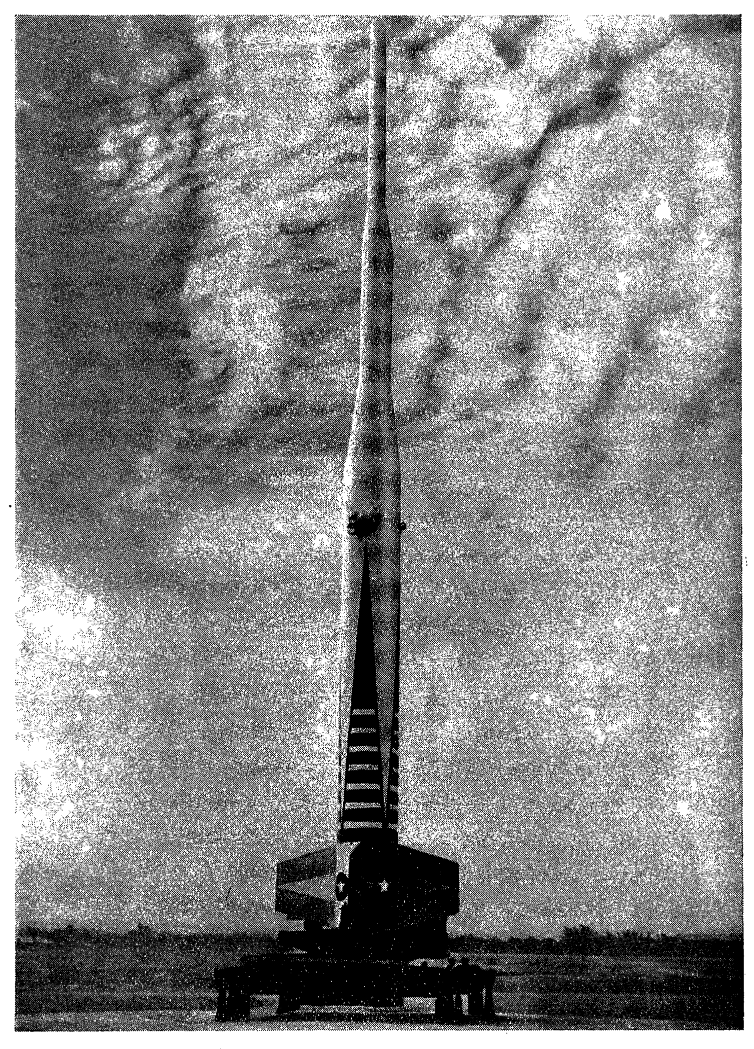


Bild 5.47 Ballistische Forschungsrakete X-17 vor dem Start

eindringen, in der Größenordnung von 20000 bis 30000 km/h! Fragen der aerodynamischen Aufheizung und Flugstabilität gelangen hier, wie leicht einzusehen ist, zu ausschlaggebender Bedeutung. Bei der Lockheed X-17 erreicht man die gewünschte hohe Eindringgeschwindigkeit auf folgende Art und Weise: Die etwa 12 m lange und beim Start rund 6 Mp schwere Dreistufenrakete wird zunächst allein unter Einsatz ihrer ersten Stufe (Feststoffrakete „Sergeant") in große Höhe gebracht. Nach Erreichen des Gipfelpunkts der Aufstiegbahn wird die erste Stufe vom Gesamtsystem getrennt und der Fall zurück zur Erdoberfläche zunächst von der zweiten Stufe beschleunigt. Bei deren Brennschluß wird sie ebenfalls abgetrennt und der eigentliche Meßkopf durch die dritte Stufe weiter beschleunigt (Bild 5.48). Als zweite Stufe wirken dabei drei Feststoffraketen vom Typ „Recruit"

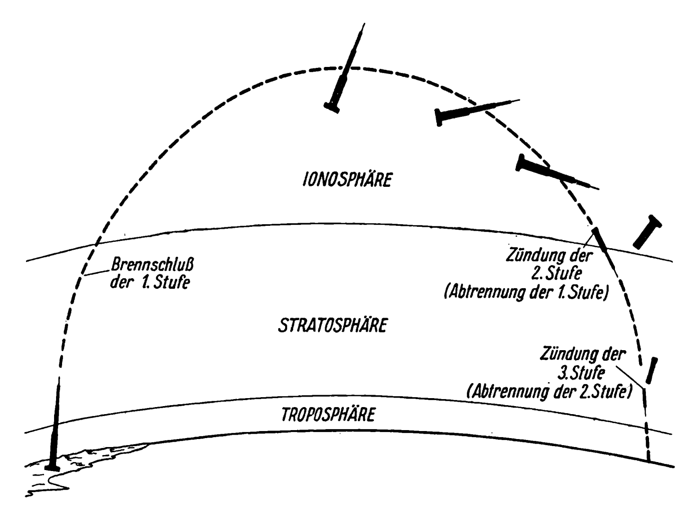


Bild 5.48 Flugweg der X-17

zusammen, während als dritte Stufe eine einzelne „Recruit" zur Anwendung kommt. Die Eindringgeschwindigkeit wird bei diesem Verfahren so groß, daß der Meßkopf durch die aerodynamische Aufheizung zum Aufglühen gebracht wird. Die Aufstiege werden darum vor allem nachts durchgeführt, und für das ganze System hat man den treffenden Namen „Künstliches Meteor" geprägt. Die im Meßkopf während des Versuchs erhaltenen Werte werden, soweit möglich, durch Meßwertsender übertragen.

6 Raketenantriebe in der Luftfahrt

6.1 Starthilfsraketen

In allen Fällen der Zivil- und Militärluftfahrt, in denen die Notwendigkeit gegeben ist, die Normalstartstrecke von Flugzeugen kürzer zu halten, als es nach Gesamtmasse, Nutzlastmasse und Triebwerksleistung möglich wäre, haben sich Raketentriebwerke als zusätzliche Antriebsmittel in der Startphase als zweckmäßigste Lösung erwiesen. Der Gedanke an eine Verwendung von Raketentriebwerken als Flugzeugstarthilfe wurde im wesentlichen während des zweiten Weltkriegs verwirklicht. Der Start höchstbelasteter Flugzeuge von vielfach nur unzureichend langen Pisten hätte sonst nur durch kostspielige und umständliche Katapultanlagen oder Erhöhung der Antriebsleistung der Haupttriebwerke erreicht werden können. Vergleicht man jedoch den Aufwand (Masse, Kosten), den eine Verstärkung der Haupttriebwerksleistungen im Verhältnis zu einem

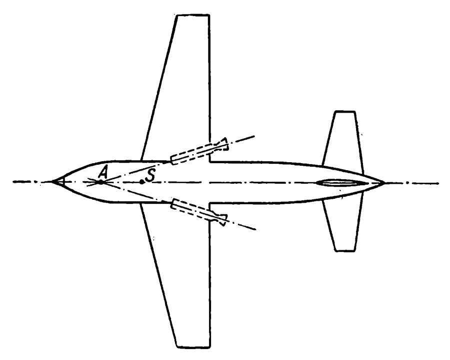


Bild 6.1 Schema der Anordnung von zwei Starthilfen am Flugzeug
S Schwerpunkt; A gemeinsamer Angriffspunkt der Rückstoßkräfte

leistungsmäßig gleichwertigen Hilfstriebwerk auf Raketenbasis benötigt, so sind die Vorzüge des letzteren unverkennbar. Den weitaus überwiegenden Anteil an den bisher eingesetzten Raketenstarthilfen haben dabei die Feststoffraketen. Daneben fanden und finden auch gelegentlich Hilfstriebwerke mit flüssigen Treibstoffen Verwendung. Die gesteigerten Ansprüche an möglichst ökonomische Starthilfsverfahren haben außerdem in letzter Zeit die sogenannten *Heißwasserraketen* wieder in den Blickwinkel des Interesses treten lassen. Wenn es sich um Starthilfen für bemannte Flugzeuge handelt, setzt man sie zumeist paarweise unter den Tragflächen der Maschinen ein. Bei einer derartigen Anordnung wird vermieden, daß der Feuergasstrahl nach Austritt aus der Düsenmündung Bauteile

des Flugzeugs gefährdet. Dabei ist natürlich darauf zu achten, daß der gemeinsame Angriffspunkt der Rückstoßkräfte einmal in der Hauptachse der Maschine liegt und zum anderen recht dicht an den Ansatzpunkt der aerodynamischen Widerstandskräfte sowie an den Schwerpunkt herangerückt wird. Je unvollkommener sich diese Forderungen verwirklichen lassen — und es ist selten möglich, sie ideal zu erfüllen —, um so stärker treten beim Start Drehmomente auf, die durch Ruderkräfte ausgeglichen werden müssen. Bei Verwendung von zwei Raketenstarthilfen (rechts und links vom Rumpf je eine) würde sich also die in Bild 6.1 gezeigte Anordnung als günstig erweisen. Den Ausgleich verbleibender Drehmomente durch Ruderkräfte kann man dadurch noch etwas erleichtern, daß man den Angriffspunkt der Rückstoßkräfte vor den Schwerpunkt legt.

Die im Prinzip gleichen Starthilfsaggregate finden sich auch für denselben Zweck bei den modernsten Spezialflugkörpern der militärischen Luftfahrttechnik. Diese meist fern- oder selbstgelenkten unbemannten Bomber mit zum Teil interkontinentalen Reichweiten werden aus taktischen Gründen ausschließlich im Kurzstartverfahren von Spezialrampen unter Anwendung einer oder mehrerer Starthilfen abgelassen. Als Hauptantriebe derartiger Flugkörper, die auf keinen Fall mit Fernraketen verwechselt werden dürfen, dienen Luftstrahltriebwerke. Dadurch wird natürlich vor allem die Einsatzhöhe dieser Kampfmittel beschränkt, und bei großen interkontinentalen Entfernungen können sie durch entsprechende Abwehrflugkörper mit ziemlicher Sicherheit am Erreichen ihres Zieles gehindert werden. Um zur Ausrichtung der Schubachsen der beiden Hilfstriebwerke auf die Flugkörperhauptachse nicht die beiden Starthilfen selbst winklig ansetzen zu müssen, kann man auch die beiden Ausströmdüsen entsprechend abwinkeln. Die beiden Starthilfen werden nach Brennschluß vom Flugkörper getrennt (Bild 6.2)

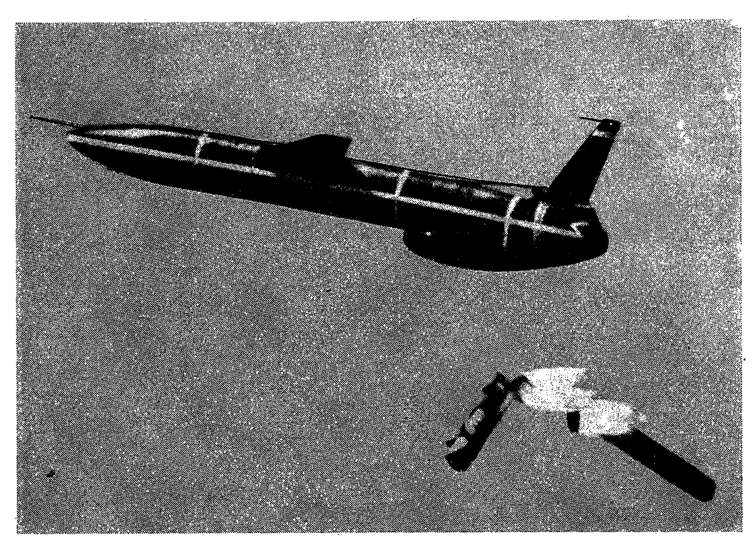


Bild 6.2 Abtrennung der Booster von einer „Snark“ (Northrop)

und fallen ohne Fallschirmsicherung zur Erde zurück. Die Abtrennung der Starthilfen ist ein recht diffiziles Problem, weil sie selbstverständlich völlig störungsfrei und vor allem ohne auf den Flugkörper rückwirkende Kräfte erfolgen muß. Aus diesem Grund werden gelegentlich spezielle Testflugkörper eingesetzt, um den Mechanismus der Abtrennung möglichst genau untersuchen zu können (Bild 6.3). Aus diesem Bild geht die Versetzung der einzelnen Schubachsen gegenüber den Brennkammerachsen der Starthilfen hervor.

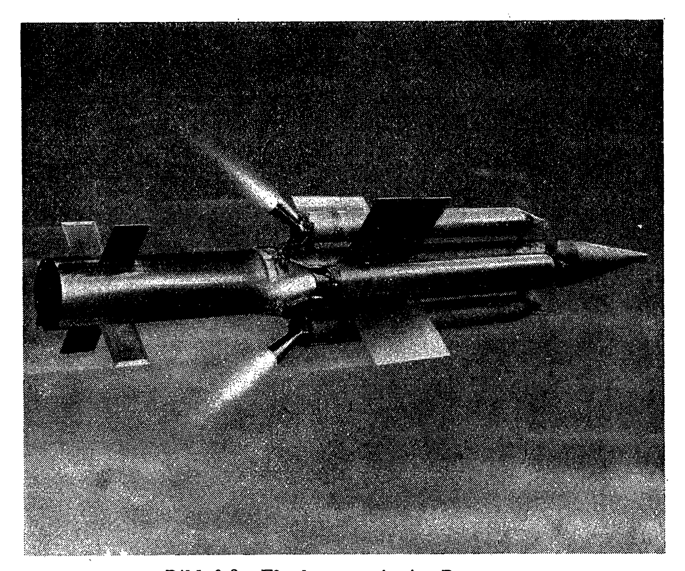


Bild 6.3 Flugkörper mit vier Boostern

Flüssigkeitstriebwerke als Raketenstarthilfen für Flugzeuge, und zwar im Sinn der bisher erkennbar gewordenen Prinzipien (separate Aufrüstung, Abtrennung nach Brennschluß), sind bisher relativ selten entwickelt worden.

Eine moderne Version derartiger Starthilfen ist die seit 1955 zum Einsatz freigegebene englische Entwicklung „Super-Sprite" (Bild 6.4). Dieses Starthilfsaggregat wurde unter Berücksichtigung aller mit seinem Vorgänger „Sprite" (Kobold) gesammelten Erfahrungen geschaffen. Die „Super-Sprite" wird mit Wasserstoffsuperoxyd und Kerosin als Treibstoffkomponenten betrieben, arbeitet also ebenfalls im „heißen" Betrieb, jedenfalls vom Gesamtprozeß her gesehen. Als Katalysator für die kalte Phase des Reaktionsablaufs (Zersetzung des Peroxyds) dient silberplattierte Gaze; das entstehende Gas-Dampf-Gemisch hat eine Temperatur von etwa 600° C und wird erst im Bereich der Ausströmdüse mit dem Brennstoff vermischt. Die kalte Phase dauert etwa 1 s; erst dann wird durch Einsetzen der heißen Reaktion Vollschub erreicht. Das Wasserstoffsuperoxyd befindet sich in einem zylindrischen Behälter aus rostfreiem Stahl und wird durch komprimierten Stickstoff, der sich in neun Druckflaschen befindet, in die

Brennkammer gefördert. Der Brennstoff ist in einem Behälter untergebracht, der als Kühlmantel die Ausströmdüse umgibt. Da sich die heiße Reaktion im wesentlichen in der Nähe des Düsenhalses abspielt, erreicht man auf diesem Weg eine wirkungsvolle Flüssigkeitskühlung des temperaturgefährdetsten Teils der im übrigen ungekühlten Brennkammer. Die „Super-Sprite"-Starthilfe kann nach Brennschluß vom Flugzeug gelöst werden und wird dann von einem Fallschirm zum Boden zurückgeleitet. Die Mindestabwurfhöhe liegt dabei um 350 m. Als

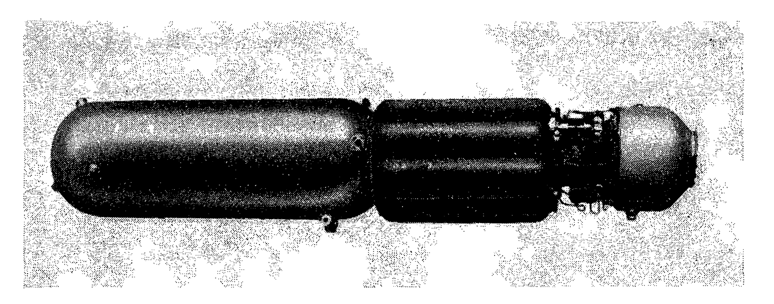


Bild 6.4 Starthilfsrakete „Super-Sprite"

Anzahl der mit einem Triebwerk, natürlich nach entsprechendem Wiederaufrüsten, möglichen Einsätze wurde bisher 50 angegeben. Eine Zusammenstellung von technischen Daten der „Super-Sprite" befindet sich in Tafel 6.1.

Tafel 6.1 Technische Daten der Starthilfe „Super-Sprite"

Größter Durchmesser	52 cm
Länge	300 cm
Leermasse	280 kg
Treibstoffmasse	380 kg
Maximaler Schub	1900 kp
Gesamtimpuls	55000 kps
Brennzeit	40 s
Brennkammertemperatur	1500 °C
Mischungsverhältnis	20:1

Zur Abrundung der Übersicht über Starthilfsraketen sei abschließend noch kurz auf die sogenannten *Heißwasserraketen* eingegangen. Das Prinzip dieses Antriebssystems wurde schon während des letzten Weltkrieges in einigen deutschen Versuchsanstalten eingehender untersucht. Dabei war man von dem Grundgedanken ausgegangen, die knapp werdenden Rohstoffe zur Herstellung von Raketentreibstoffen wenigstens für den Sektor der Starthilfen durch Verwendung des billigsten Rohstoffs — Wasser — als Antriebsmittel einzusparen. Wie angenommen wird, sollte sich auch gegenwärtig die Heißwasserrakete als

billiges Starthilfssystem für bestimmte Anwendungsgebiete zu einer praktischen Bedeutung bringen lassen. Die Stelle der sonst üblichen Raketenbrennkammern nimmt beim Heißwassertriebwerk ein elektrisch beheizter Druckkessel ein. In diesem Druckkessel befindet sich Wasser, das durch den Beheizungsvorgang unter einem bestimmten Druck (z. B. 50 at) steht und die zugehörige Siedetemperatur (260°C) aufweist. Ein verschließbarer Übergangteil führt vom Druckkessel zu einer Lavaldüse. Während des Beheizungsvorgangs ist der Weg zu dieser Düse verschlossen, ebenso wie die Nachfüllöffnung fest verschlossen sein muß. Sind im Kessel die gewünschten Druck- und Temperaturwerte erreicht, so wird die Zuleitung zur Lavaldüse geöffnet. Als unmittelbare Folge wird nun der überhitzte Wasserdampf ausgeblasen. Das Dampf-Wasser-Gemisch wird in der Lavaldüse bis auf eine Ausströmgeschwindigkeit von rund 470 m/s beschleunigt und vermag daher auch brauchbaren Schub zu erzeugen. Die im Druckkessel auftretende Drucksenkung während des Ausblasens bedingt selbstverständlich gegen Ende der Arbeitsphase ein Sinken der Schubkraft. Ungeachtet dessen stellt die Heißwasserrakete einen beachtenswerten Hilfsantrieb für Luftfahrtzwecke dar.

6.2 Raketenflugzeuge in der Luftfahrtforschung

6.21 Ältere Ausführungsbeispiele

Die Vorgeschichte dieser Entwicklungen beginnt eigentlich schon in den Jahren 1935 bis 1937. Nachdem die frühesten Versuche, bemannte Flugzeuge mit Raketen anzutreiben (1928 *F. Stamer* in der Rhön, 1929 *F. v. Opel* auf dem Flugplatz Frankfurt a. M.), nur zu unbefriedigenden Ergebnissen geführt hatten, war es für einige Jahre um das Raketenflugzeug recht still geworden. Erst als man in den nachfolgenden Jahren in Theorie und Praxis allmählich zu der Erkenntnis gelangte, daß propellergetriebene Flugzeuge kaum jemals schneller als 800 bis 850 km/h fliegen würden, wandte man sich auf der Suche nach neuen Wegen in der Triebwerksentwicklung auch wieder dem Raketenantrieb zu. So schuf unter anderem in Deutschland die seit 1932 mit größeren staatlichen Unterstützungen durchgeführte Grundlagenforschung (Versuchsstelle des Heereswaffenamtes in Kummersdorf bei Berlin) auf dem Gebiet der Triebwerksentwicklung die ersten praktischen Voraussetzungen für derartige Vorhaben. Zu diesen Bestrebungen gesellte sich ab 1935 in Deutschland auch das Interesse der Flugzeugindustrie (Heinkel), und 1937 entstand dann schließlich der erste detaillierte Plan zur Entwicklung eines Raketenflugzeugs.

Die wenig befriedigenden Erfahrungen aus den früheren Versuchen (*Valier*, *Opel*) mit festen Treibstoffen führten bei dieser Problemstellung zwangsläufig auf den Weg des Flüssigkeitsantriebs. Nach den ersten Vorversuchen zur Betriebsmöglichkeit von Flüssigkeitstriebwerken (Herstellung: *v. Braun*; Walter-Werke, Kiel) in Flugzeugen, die mit einer propellergetriebenen He 112 als fliegendem Prüfstand unter *E. Warsitz* durchgeführt wurden, kam es 1938 zur Fertigstellung und Erprobung des ersten Raketenflugzeugs der Welt mit reinem Flüssigkeits-Raketenantrieb. Diese He 176 (Bild 6.5) wurde 1938 von *E. Warsitz* Rollversuchen unterzogen und startete am 20. Juni 1939 unter dem gleichen Piloten zum ersten freien Flug unter ausschließlicher Benutzung des Raketenantriebs. Dieser erste Flug eines *echten* Raketenflugzeugs dauerte rund 50 s. Als Antrieb

diente ein im Heck des Flugzeugrumpfes untergebrachtes Walter-Triebwerk für 600 kp Schub. Bei späteren Versuchen mit der gleichen Maschine gelang es *E. Warsitz*, die Spitzengeschwindigkeit bis auf rund 850 km/h zu steigern. Als Landegeschwindigkeit wurden etwa 165 km/h angegeben. Die Startmasse der

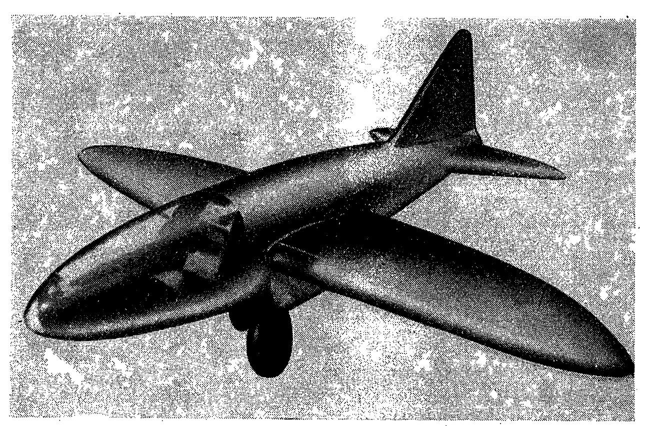


Bild 6.5 He 176 — das erste Raketenflugzeug mit Flüssigkeitstriebwerk

He 176 belief sich auf 1500 kg, während als Landemasse etwa 800 kg genannt wurden. Die Flügel mit elliptischem Umriß hatten eine Spannweite von 4 m und waren mit Laminarprofilen mit 40 % Dickenrücklage ausgebildet. Die Flügel waren außerordentlich dünn, und das Wölbungsverhältnis lag bei 1 %. Der vordere Teil des fast kreisrunden Rumpfes war eine Vollsichtkanzel aus Plexiglas, die vom übrigen Rumpf getrennt werden konnte. Zur gesicherten Rückführung der Kanzel diente ein spezieller, hinter der Kabine untergebrachter Fallschirm. Das Fahrwerk dieser konstruktiv für ihre Zeit außerordentlich bemerkenswerten Maschine war in den Rumpf einziehbar.

Die etwa zur gleichen Zeit in der Sowjetunion durchgeführten Arbeiten zur Entwicklung von Flüssigkeitstriebwerken für Flugzeuge verliefen ebenfalls recht erfolgreich. Die unter anderem auch auf den Ergebnissen von *F. A. Zander* aufbauenden Arbeiten *W. P. Gluschkos* und *S. P. Koroljews* führten schließlich 1939 zur Entwicklung eines Raketengleiters (Bild 6.6), der dann am 28. Februar 1940 von *W. P. Fedorow* erstmalig im Flug erprobt wurde. Das Triebwerk

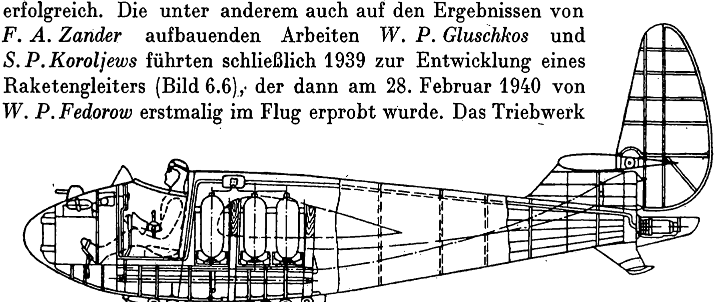


Bild 6.6 Sowjetischer Raketengleiter aus dem Jahre 1940

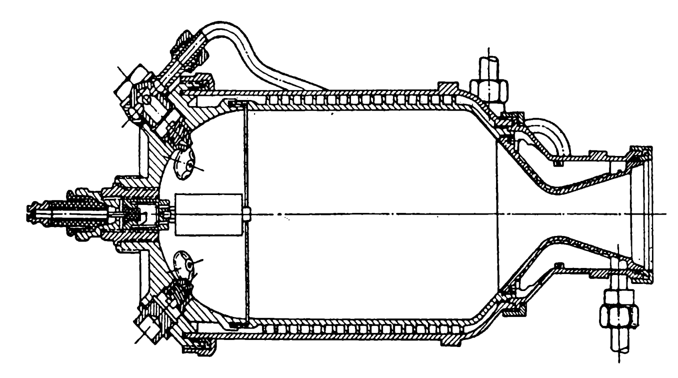


Bild 6.7 Brennkammer des Triebwerks des sowjetischen Raketengleiters

dieses Versuchsflugzeuges, dessen Brennkammer (Bild 6.7) in die äußerste Heckspitze verlegt war, arbeitete mit Salpetersäure als Oxydator und Kerosin als Brennstoff. Einige technische Daten zu diesem Gleiter und seinem Triebwerk sind in Tafel 6.2 gegeben.

Tafel 6.2 Technische Daten des sowjetischen Raketengleiters aus dem Jahre 1940

Gleiter	
Länge	7,28 m
Spannweite	17,00 m
Startmasse	700 kg
Triebwerk	
Schub (maximal)	140 kp
Schub (minimal)	70 kp
Brennkammerdruck	18 at
Trockenmasse	100 kg

Diese ersten, erfolgreichen Versuche mit der He 176 und dem sowjetischen Raketengleiter sind im allgemeinen weniger bekannt geworden als die ebenfalls schon 1938 von *A. Lippisch* und den Messerschmitt-Werken in Deutschland begonnenen Arbeiten, die 1940/41 zur Fertigstellung des Prototyps einer Serie von Raketenflugzeugen führten. Schon der Prototyp Me 163A ließ einige typische Merkmale der schwanzlosen Flugzeugkonstruktionen von *Lippisch* erkennen; so fehlte der Maschine jegliches Höhenleitwerk. Die entsprechenden Funktionen wurden von den besonders konstruierten Querrudern übernommen. Das Flugzeug hatte Pfeilflügel mit 25° Pfeilungswinkel und ein verhältnismäßig großes Seitenleitwerk. Ein eigentliches Fahrgestell fehlte; der Start erfolgte unter Verwendung eines abwerfbaren Radgestells und die Landung auf einer ausfahrbaren Gleitkufe. Als Flügelprofil kam auch hier ein symmetrisches Hochgeschwindigkeitsprofil zur Anwendung. Als Antrieb für diesen Prototyp Me 163A diente das „kalte“

Walter-Triebwerk RII-203 mit 680 kp Schub und etwa 4,5 min Brennzeit unter Vollastbetrieb. Damit ließen sich eine Steigleistung von etwa 6000 m je Minute sowie eine maximale Gipfelhöhe von rund 15000 m erzielen.

Für die Weiterentwicklung des Prototyps, den Abfangjäger (Interceptor) Me 163B (Bild 6.8), wurden dann Walter-Triebwerke der Serie 109-509 mit „heißem" Betrieb eingesetzt. Einige technische Daten zur Me 163B sind in Tafel 6.3 zusammengestellt. Außerdem wird, ergänzend zu den Betrachtungen über Walter-Triebwerke, im folgenden noch kurz auf einige Einzelheiten des Flugzeug-Raketentriebwerks 109-509A1 eingegangen.

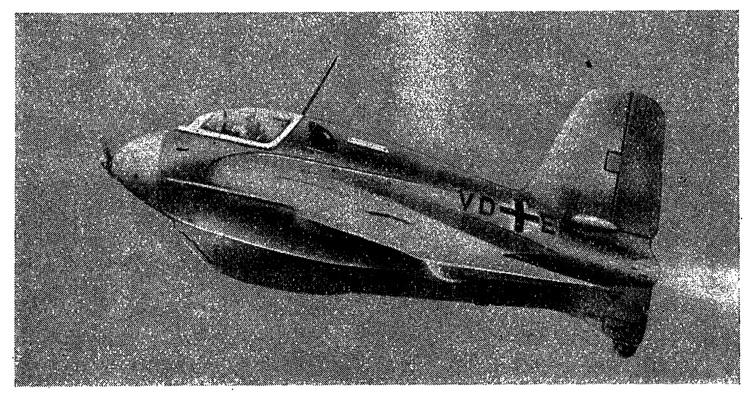


Bild 6.8 Me 163B

Tafel 6.3 Technische Daten des Raketenflugzeugs Me 163B

Baulänge	5,85 m
Spannweite	9,20 m
Flügelpfeilung	25°
Startmasse	4000 kg
Treibstoffmasse	2020 kg
Leermasse	1980 kg
Startweg	etwa 1000 m
Startgeschwindigkeit	250 km/h
Geschwindigkeit im Steigflug	800 km/h
Steigwinkel	40···45°
Betriebszeit (Vollast)	4,5 min
Größte Höhe	15200 m
Flugweite (max.)	100 km
Sinkgeschwindigkeit	35 m/s

Als Treibstoffkomponenten kamen für dieses „heiße" Triebwerk das bewährte 80 %ige Wasserstoffsuperoxyd (Tarnbezeichnung: T-Stoff) als Oxydator und ein Gemisch aus 57 % Methanol, 30 % Hydrazinhydrat und 13 % Wasser (Tarnbezeichnung: C-Stoff) als Brennstoff zur Anwendung. Das Peroxyd ergibt mit

diesem C-Stoff ein hypergoles Treibstoffsystem, so daß besondere Zündvorrichtungen entfallen. Da das Antriebsaggregat mit Turbopumpenförderung ausgelegt wurde, diente das Peroxyd nebenbei, in Zusammenwirken mit einem festen Katalysator in einem Gas-Dampf-Generator, zur Erzeugung des Arbeitsmediums für eine zweistufige Turbine, die ihrerseits die Treibstoffpumpen anzutreiben hatte. Verschiedene technische Daten zu diesem Turbopumpenaggregat können Tafel 6.4 entnommen werden. Wie aus Bild 6.9 zu ersehen ist, waren bei diesem

Tafel 6.4 Technische Daten des Walter-Turbopumpenaggregats

Länge	610 mm
Größter Durchmesser	292 mm
Trockenmasse	30 kg
Drehzahl (max.)	16000 min^{-1}
Turbine	
Betriebsdruck	21 at
Leistung	120 PS
Dampfverbrauch	etwa 0,4 kg/s
Pumpen	
Betriebsdruck	45,5 at
T-Stoff-Durchsatz	6,9 kg/s
C-Stoff-Durchsatz	2,2 kg/s

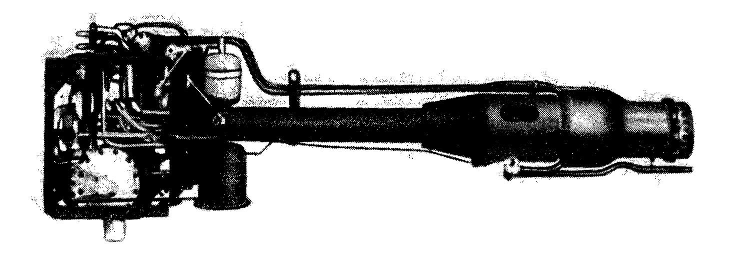


Bild 6.9 Walter-Triebwerk 109-509A1

Triebwerk im wesentlichen zwei Hauptbaugruppen zu erkennen, die durch ein sogenanntes Schubübertragungsrohr verbunden waren. Diese Anordnung wurde gewählt, um den Triebwerksschwerpunkt im Flugzeugrumpf möglichst weit nach vorn legen zu können. Die vordere Baugruppe umfaßte Turbopumpenaggregat, Generator und Ventilsysteme zur Leistungsregelung, während am Ende des Schubübertragungsrohres, in dem zugleich auch die Treibstoffzuführungsleitungen verlegt waren, nur der Brennkammerblock angesetzt war. Der Schwerpunkt lag in Höhe des Turbopumpenaggregats. Wie schon angedeutet, ließ sich die Leistung des Triebwerks regeln, und zwar in drei Stufen, was durch entsprechende

Ventilsätze und diesen zugeordnete Gruppen von Einspritzorganen erreicht werden konnte. Einige Angaben zur konstruktiven Auslegung des Triebwerks 109-509A1 sind in Tafel 6.5 aufgeführt.

Tafel 6.5 Technische Daten des Walter-Triebwerks 109-509A1

Länge	2,5 m
Größte Breite	86,5 cm
Größte Höhe	81,5 cm
Baumasse	177 kg
Turbopumpe	30 kg
Hauptsteuerventil	12,7 kg
Turbinenregulierventil	2,7 kg
Generator und Starttank	12,7 kg
Brennkammer mit Ausströmdüse	36,2 kg
Gerüst und Leitungen	82,5 kg

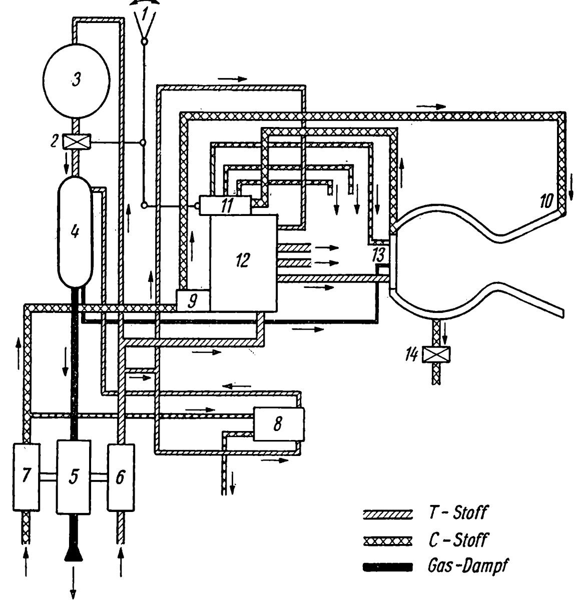


Bild 6.10 Betriebsschema des Walter-Triebwerks 109-509A1

Auf den unter Berücksichtigung der verschiedenen Regelsysteme recht komplizierten Funktionsablauf in diesem Triebwerk soll hier nicht in allen Einzelheiten eingegangen werden. Zur Übersicht ist das Betriebsschema in stark vereinfachter Form in Bild 6.10 dargestellt. In groben Zügen läßt

sich der Anlaßvorgang etwa wie folgt beschreiben: Der Pilot öffnet zunächst mit dem Regulierhebel *1* das Starttankventil *2*. Der zuvor mit Peroxyd gefüllte Starttank *3* ist als Falltank ausgebildet, so daß nach Öffnen des Ventils Peroxyd in den Gas-Dampf-Generator *4* fließen kann. Das erzeugte Arbeitsmedium setzt sofort das Turbopumpenaggregat in Tätigkeit. Wird durch die anlaufende Treibstofförderung genügend Peroxyd auch über das Turbinenregelventil *8* geliefert, so wird einmal der Starttank sofort nachgefüllt und zum anderen die direkte Beschickung des Gas-Dampf-Generators mit Peroxyd eingeleitet. Ist der Betriebsförderdruck von 21 atü erreicht, so tritt das eigentliche Hauptregelventilsystem in Tätigkeit. Der Brennstoff (C-Stoff) strömt dabei über das sogenannte Schließventil *9* zum in der Nähe der Düsenmündung befindlichen Einlauf des Kühlmantels *10* der Brennkammer. Das Kühlprinzip ist also eine Gegenstromregenerativkühlung. Nach Verlassen des Kühlmantels strömt der Brennstoff in das Stufenregelventil *11*, dessen Einstellung dabei ebenfalls vom Piloten mit dem Regulierhebel *1* vorgenommen wird. Stufenregelventil und Druckausgleichsventil *12* versorgen nun, je nach Stellung des Regulierhebels, drei getrennte Gruppen von Einspritzorganen im Brennkammerkopf *13*. Deren getrennter oder zusammengefaßter Einsatz ergibt dann die gewünschte Leistungsregelung des Triebwerks. Um das Triebwerk auch für kurz aufeinanderfolgende Brennperioden betriebssicher zu halten, konnte der Kühlmantel in den Brennpausen über eine besondere Leitung entleert werden. Das dort eingebaute Sicherheitsventil *14* öffnete sich beim Abschalten des Triebwerks automatisch.

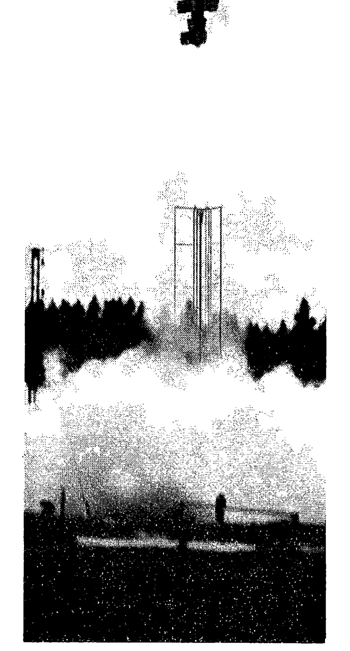


Bild 6.11 Start einer Bachem-„Natter“ aus ihrem Startturm

Das Walter-Triebwerk 109-509A1 leistete in Meereshöhe und bei einem maximalen Brennkammerdruck von 21 at einen Schub von rund 1700 kp. Der für diese Betriebsdaten erforderliche Treibstoffdurchsatz ergab sich zu etwa 9,45 kg/s und der spezifische Impuls schließlich zu etwa 180 kps/kg. Wenn man bedenkt, daß der theoretisch höchstmögliche Wert für den spezifischen Impuls ungefähr bei 210 kps/kg liegt, so ist der innere Wirkungsgrad dieses Triebwerks als verhältnismäßig gut anzusprechen. Ein weiteres Kriterium für die beachtenswert hohe Leistungsfähigkeit des Triebwerks 109-509A1 sowie seiner Weiterentwicklungen ist in seinem geringen spezifischen Leistungsgewicht zu suchen. Stellt man der 177 kg Triebwerksmasse die 1700 kp Schub gegenüber, so ergibt sich eine spezifische Leistungsmasse von etwa

0,104 kg/kp, ein Wert, der auch im Vergleich mit modernen gleichartigen Triebwerken Beachtung verdient. Bei einigen späteren Versionen des Triebwerks 109-509 kamen noch kleinere zusätzliche Brennkammern zur Hauptbrennkammer hinzu, die gerade so dimensioniert waren, daß ihr Schub (300 bis 400 kp) allein den Antrieb für einen Horizontalflug in größerer Höhe liefern konnte. Auf diesem Weg ließ sich die Antriebsdauer für Flüge in Höhen über 10000 m um fast 50 % vergrößern.

Neben den genannten ersten Raketenjagdflugzeugen Me 163 und Ju 263 kam in Deutschland 1944/45 noch ein außerordentlich interessanter raketengetriebener Flugkörper mit Walter-Triebwerk zur Entwicklung und Erprobung. Bei dieser von *E. Bachem* entwickelten „Natter" konnte man kaum von einem echten Flugzeug sprechen, obwohl sie als bemanntes Gerät ausgelegt wurde und in ihrer äußeren Form auch gewisse Ähnlichkeiten mit einem Flugzeug aufwies. Die „Natter" (Bild 6.11) war vielmehr als senkrecht startender Abfangjäger (Interceptor) gedacht, dessen Steigflug ausschließlich durch die Schubkräfte seiner Raketentriebwerke ermöglicht wurde. In dieser Phase war das Gerät also mehr einer bemannten Rakete ähnlich. Nach Erreichen der Einsatzhöhe, vollzogenem Angriff auf gegnerische Flugzeuge und einer Gesamtflugdauer unter Schub von 7 min mußte der Pilot die Maschine am Fallschirm verlassen, weil die „Natter" wegen der hohen Flächenbelastung nicht gleitflugfähig war. Das Heck der „Natter" mit dem kostbaren Triebwerk wurde ebenfalls am Fallschirm geborgen. Dieser Einsatzablauf verbietet es, die „Natter" als Flugzeug anzusprechen. Eine Übersicht über die wesentlichsten technischen Daten der „Natter" soll Tafel 6.6 vermitteln. Als Bewaffnung sollten 24 Kampfraketen

Tafel 6.6 Technische Daten der Bachem-„Natter"

Baulänge	6,0 m
Rumpfhöhe	1,3 m
Rumpfbreite	0,9 m
Spannweite	3,6 m
Flügeltiefe	1,0 m
Startmasse	2270 kg
Flächenbelastung (leer)	233 kp/m^2
Treibstoffmasse	750 kg
Schub (Haupttriebwerk)	1700 kp
Startschub (1700 + 4 × 1200 kp)	6500 kp
Mittlere Beschleunigung	2,2 *g*
Mittlere Geschwindigkeit im Steigflug	675 km/h
Flugdauer unter Schub	7 min
Gipfelhöhe	16000 m
Reichweite (12 km Höhe)	80 km

mit Feststoffantrieb und einem Kaliber von 7,3 cm (R4M) zum Einsatz kommen, die im Bug der Maschine untergebracht werden sollten.

Als Antrieb für diese technisch bemerkenswerte Konstruktion diente, wie schon kurz angedeutet, auch ein Walter-Triebwerk aus der Reihe 109-509 mit

einem Maximalschub von 1700 kp. Der Start erfolgte aus einem 10 m hohen Startturm, wobei als zusätzliche Starthilfe vier Feststoffraketen von Schmidding mit je 1200 kp Schub eingesetzt wurden. Der Gesamtstartschub betrug also 6500 kp bei einer Brenndauer der Hilfsraketen von 10 s. Nach dieser Zeit hatte das Gerät eine Höhe von 1000 m erreicht und stieg dann, allein vom Flüssigkeitstriebwerk angetrieben, bis auf eine maximale Höhe von rund 16000 m. Die Schmidding-Raketen wurden nach Brennschluß abgeworfen. Als mittlere Geschwindigkeit im Steigflug ergaben sich für einen derartigen Aufstieg in Maximalhöhe rund 675 km/h. Die durchschnittliche Beschleunigung bei Start und Steigflug blieb für den Piloten durchaus erträglich, weil sie den Wert von 2,2 g kaum überstieg. Von den insgesamt 36 gebauten Geräten kamen 22 in das Erprobungsprogramm. 18 Versuchsaufstiege erfolgten unbemannt und 4 bemannt. Obwohl die vorangegangenen unbemannten Starts im allgemeinen recht erfolgreich verlaufen waren, endete der erste bemannte Aufstieg mit einem Absturz und dem Tod des Piloten *Siebert*. Als Ursache wurde das unvorhergesehene Wegfliegen der Kabinenhaube in der Startphase festgestellt. Trotz dieses tragischen Ausgangs eines der bemannten Aufstiege muß die Bachem-„Natter" als eine der bemerkenswertesten Entwicklungen in der Geschichte der raketengetriebenen Flugkörper bezeichnet werden.

6.22 Raketenantriebe in der gegenwärtigen Militärluftfahrt

Unterzieht man die Frage des Einsatzes von Raketentriebwerken in modernen Militärflugzeugen, also bemannten und auf aerodynamischen Kräften abgestützten Flugkörpern, einer näheren Betrachtung, so ist festzustellen, daß im Verlauf der letzten Jahre kein Ausführungsbeispiel bekannt geworden ist, bei dem der Antrieb allein und ausschließlich von einem oder mehreren Raketentriebwerken bestritten wird. Mit anderen Worten, reine Raketenflugzeuge für militärische Verwendungszwecke sind gegenwärtig nicht bekannt. Die Situation ist vielmehr so, daß man die modernen Interceptoren (Abfangjäger) vor allem aus betriebsökonomischen Gründen offenbar bevorzugt mit sogenanntem *Mischantrieb* auslegt. Das heißt, derartige Flugzeuge besitzen als Haupttriebwerk meist eine Strahlturbine; das zusätzlich eingebaute Raketentriebwerk dient entweder nur zur Beschleunigung im Steigflug oder eventuell noch zur Erhöhung der Operationsgeschwindigkeit in der Einsatzhöhe. Auf eine Diskussion dieser Verfahrensweise soll hier nicht weiter eingegangen werden. Einzig vom allgemein technischen Standpunkt sollen einige der bekanntesten Vertreter dieser Flugzeugkategorie Erwähnung finden und, soweit bekannt, mehr die Eigenschaften ihrer Triebwerke betrachtet werden.

Eine Ausnahme bildeten die Versuchsflugzeuge der amerikanischen X-Serie. Im Jahre 1944 erkannte man, daß selbst Überschallwindkanäle den fortschreitenden Anforderungen bei gewissen aerodynamischen Untersuchungen nicht mehr gerecht werden konnten. Als einziger Ausweg blieben Freiflugversuche mit entsprechend hyperschallschnellen, möglichst bemannten Flugkörpern. Allerdings stellte die Antriebsfrage damals noch ein ernsthaftes Problem dar. So wurde das erste Muster der X-Serie, die Bell X-1, so klein wie irgend möglich ausgeführt, um mit den bescheidenen Antriebsleistungen der zur Verfügung stehenden Triebwerke auch im Waagerechtflug hypersonische Geschwindigkeiten erreichen zu können. Der zu jener Zeit bestehende Mangel an leistungsstarken

Luftstrahltriebwerken führte dazu, daß man als Antrieb für die Bell X-1 ein reines Raketentriebwerk wählte. Als Folge der Minimalauslegung des Flugzeugs und des hohen spezifischen Treibstoffverbrauchs im Raketentriebwerk ergab sich natürlich eine kurze Antriebszeit für die Bell X-1. Um den Raketenantrieb ausschließlich für die Beschleunigung auf hypersonische Geschwindigkeiten einsetzen zu können, überließ man die Steigflugarbeit einer umgebauten Boeing B-29, die als Mutterflugzeug die Bell X-1 bis auf Einsatzhöhe emporschleppte.

Als Treibstoff für das Raketentriebwerk der 9,45 m langen Bell X-1 (Bild 6.12) dienten Flüssigsauerstoff und Alkohol (16 % Wasser). Als Treibstofffördersystem war ursprünglich ein Turbopumpenaggregat vorgesehen, dessen Arbeitsmedium

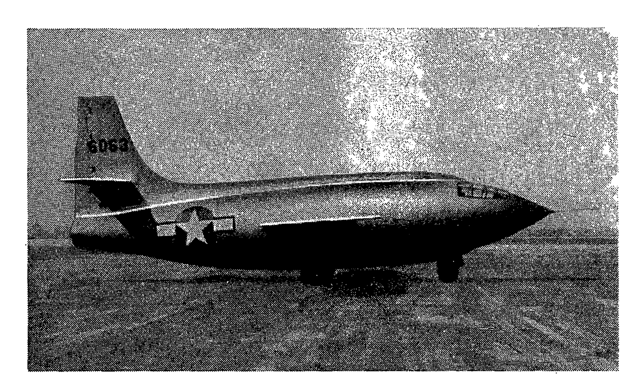


Bild 6.12 Raketenflugzeug Bell X-1

durch katalytische Zersetzung von Wasserstoffsuperoxyd aufgebracht werden sollte. Da jedoch Verzögerungen in der Entwicklung dieses Fördersystems eintraten, griff man schließlich auf eine einfachere Druckgasförderanlage zurück. Als Druckgas kam wasserfreier Stickstoff, unter einem Druck von 350 at in einem entsprechend dickwandigen Spezialbehälter gespeichert, zur Anwendung. Die gewichtsmäßigen Nachteile einer Druckgasförderanlage beeinträchtigen bekanntlich sehr stark die Gesamttreibstoffmenge. So konnte die erste Version der X-1 nur 1310 l Flüssigsauerstoff und 1360 l Alkohol aufnehmen. Das führte bei 17,8 l Treibstoffverbrauch je Sekunde zu einer maximalen Brenndauer von 2,5 min bei Volleistung. Eine später gebaute X-1 konnte durch Einbau der ursprünglich geplanten Pumpenförderung ihren Treibstoffvorrat auf 2270 l Flüssigsauerstoff und 2500 l Alkohol steigern. Bei Vergleich der entsprechenden Zahlen läßt sich also ausgezeichnet die negative Auswirkung einer Druckgasförderanlage auf das maximal mögliche Treibstoffgewicht erkennen. Die vergrößerte Treibstoffmenge versprach bei der zuletzt erwähnten X-1 theoretisch eine Brenndauer von 4,5 min. Dieses Flugzeug wurde aber schon bei seinem ersten Testflug im November 1951 noch vor dem Ausklinken aus dem Mutterflugzeug durch Treibstoffexplosion zerstört.

Unter *Ch. Yeager* überschritt der Prototyp der X-1 am 14. Oktober 1947 zum erstenmal die Schallgeschwindigkeit. Zuvor waren erst viele Gleitflüge ohne und

mit Treibstoffzuladung durchgeführt worden. Der erste Flug mit eingeschaltetem Triebwerk erfolgte am 9. Dezember 1946. Der Pilot blieb während des Steigfluges zunächst im Mutterflugzeug; erst bei etwa 3000 m Höhe stieg er über eine Leiter in die enge Pilotenkabine der unter dem Rumpf hängenden X-1 um. Bei Flügen mit eingeschaltetem Triebwerk wurde dann in 7500 m Höhe Druck auf die Treibstoffbehälter gegeben, und in 9000 m Höhe erfolgte schließlich das Ausklinken des Raketenflugzeugs. War der Flugauftrag erledigt, so wurden eventuell noch in den Tanks verbliebene Treibstoffreste ausgeblasen, und erst mit völlig leeren Treibstoffbehältern durfte zur Landung angesetzt werden. Als Landebahn diente eine 21 km lange Salzsee-Piste, auf der die Bell X-1 dann mit etwa 290 km/h aufsetzte. Das 1952 in die Flugerprobung gegangene Muster X-2 wurde bei einem Probeflug im Mai 1953 das Opfer einer Treibstoffexplosion und stürzte nach dem Ausklinken vom Mutterflugzeug unbemannt ab. Mit einer zweiten X-2 wurden dann im August 1954 die ersten Gleitversuche aufgenommen, und unter *F. K. Everest* fand im November 1955 der erste Flug mit Eigenantrieb statt. Der gleiche Pilot führte die Maschine auch auf einem Flug am 25. Juli 1956, bei dem eine Höchstgeschwindigkeit von mehr als 3300 km/h erreicht wurde.

Seit 1950 befand sich in Frankreich der Triebwerksprototyp 481 bei SEPR (Société d'Étude de la Propulsion par Réaction) in Entwicklung. Die durchweg sehr guten Erfolge der bei SEPR angelegten Prüfstandversuche führten schließlich 1954 zur Freigabe des Triebwerks SEPR 481 (Bild 6.13) für die Flugerprobung. Es wurde in den Interceptor SO 9000 (Trident I) eingebaut und in insgesamt 120 Testflügen, denen ungefähr 1100 Prüfstandversuche vorangegangen waren, erfolgreich erprobt. Es sei darauf hingewiesen, daß die Gesamtzahl von etwa 1220 Vollversuchen annähernd 2660 Inbetriebsetzungen der Brennkammern bedeutet, die ohne Schwierigkeiten durchgeführt werden konnten. Die Versuchsflüge mit der SO 9000 (Trident I) wurden zu Beginn des Jahres 1956 eingestellt, weil die vom Flugzeug erwarteten Leistungen erreicht bzw. überschritten wurden (Gipfelhöhen über 16 km und Höchstgeschwindigkeiten um Mach 1,6). Die wichtigsten technischen Daten des Triebwerks SEPR 481 sind in Tafel 6.7 zusammengefaßt.

Einige Besonderheiten des Triebwerks SEPR 481 sowie das Betriebsverfahren dürften aus allgemeinem technischem Interesse die folgenden Ausführungen rechtfertigen. So ist unter anderem das Treibstoffördersystem bemerkenswert, das zwar als Turbopumpensystem angesprochen werden kann, außerdem aber noch einige Besonderheiten gegenüber den bisher betrachteten Ausführungsbeispielen aufweist. Das Arbeitsmedium zur Beaufschlagung der Turbine wird unter Verwendung der „heißen" Reaktion der Haupttreibstoffe erzeugt. Der Generator besteht demzufolge aus einer kleineren doppelwandigen Brennkammer mit einem Einspritzkopf für die Zuführung der hypergolen Treibstoffkomponenten. Außerdem befinden sich spezielle Einspritzöffnungen im Generator, durch die ein Gemisch aus Wasser und Methanol in den Generator gebracht wird, um die Temperatur des Arbeitsmediums vor Eintritt in die Turbine herabzusetzen. Die dabei verwendete Hilfsstoffmenge, die in dem obengenannten spezifischen Verbrauch mit eingerechnet ist, beträgt annähernd 2,5 % des Gesamtverbrauchs. Die auf konstante Drehzahl geregelte Turbine ist eine einstufige Gleichdruckturbine, und die Haupttreibstoffpumpen sind als einstufige Kreiselpumpen ausgelegt. Vor den Eintritten in die Hauptförderpumpen befinden sich zusätzliche Strahlpumpen, die jeweils durch die entsprechende Treibstoffkomponente

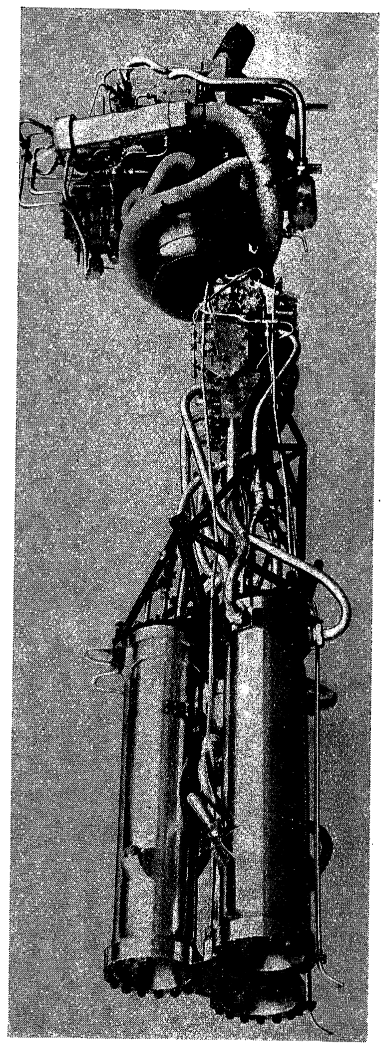


Bild 6.13 Flüssigkeitstriebwerk SEPR 481

Tafel 6.7 Technische Daten des Raketentriebwerks SEPR 481

Brennkammerteil	
Länge	118,5 cm
Breite	62,0 cm
Höhe	62,0 cm
Trockenmasse	100 kg
Turbinen-Pumpen-Teil	
Länge	80 cm
Breite	58 cm
Höhe	90 cm
Trockenmasse	130 kg
Gesamteinbaumasse (für Trident I)	258 kg
Schub (Boden, max.)	4800 kp
Schub (12 km Höhe, max.)	5200 kp
Spezifischer Verbrauch (Boden)	5,3 kg/Mps
Spezifischer Verbrauch (12 km Höhe)	4,9 kg/Mps
Turbinendrehzahl	19000 min^{-1}
Turbinenleistung	380 PS

betrieben werden. Die Brennkammern selbst sind doppelwandig aus Leichtmetall hergestellt und werden durch den Sauerstoffträger im Gegenstromprinzip gekühlt.

Beim Start betreibt zunächst ein elektrischer Anlasser drei kleine Pumpen zur Förderung von Salpetersäure, Furaline und Wasser—Methanol. Bei einem bestimmten Förderdruck der Pumpen, der in ungefähr 0,5 s erreicht wird, öffnen sich über Druckkontaktelemente die Absperrorgane des Generators, so daß dieser mit den für die Erzeugung des Turbinenarbeitsmediums benötigten Treibstoffmengen versorgt werden kann. Die Drehzahl der Turbine steigt dann auf den durch die Regelung festgelegten Wert, und mit der von der Turbine abgegebenen Leistung werden schließlich die zwei Haupttreibstoffpumpen angetrieben. Bei einer bestimmten Drehzahl übernimmt die Turbine gleichzeitig den Antrieb der drei obengenannten kleinen Generatorversorgungspumpen. Der elektrische Anlasser wird automatisch abgeschaltet. Dieses System des Anfahrens erlaubt, den Vollschub in ungefähr 3 s mit einer verhältnismäßig kleinen Leistung des Anlassers zu erreichen.

Sowohl die Einspritzdrücke für den Generator wie natürlich auch vor allem die Einspritzdrücke für die drei Hauptbrennkammern werden durch Druckschalter kontrolliert. Ist ein gewisser Betriebsmindestdruck sichergestellt, so öffnen sich automatisch die Absperrventile in den Treibstoffzuleitungen zu einer oder mehreren Brennkammern. Diese Wahl, ob mit einer oder mehreren Brennkammern gefahren werden soll, kann der Pilot mit Hilfe eines Regulierhebels in seiner Kabine vornehmen. Während des ganzen Betriebes läuft die Turbine mit konstanter Drehzahl. Das Triebwerk kann beliebig oft ein- und abgeschaltet werden. Bei einem in ein Flugzeug eingebauten Triebwerk richtet sich diese Möglichkeit der Wiederholung natürlich nach der von dem Flugzeug mitgeführten Treib-

stoffmenge. Der Betrieb des SEPR 481 ist unabhängig von der Höhe, weil die von den Hauptpumpen in geschlossenem Kreislauf gespeisten Strahlpumpen bei sinkendem Außendruck das Abreißen (Kavitation) in den Treibstoffleitungen verhindern. Beim Versagen irgendeines der zum Triebwerk gehörenden Teile sorgen Sicherheitsvorrichtungen und automatische Schaltungen für ein einwandfreies Stillsetzen des Triebwerks, ohne daß der Pilot einzugreifen braucht.

Abschließend sei noch kurz auf zwei englische Raketentriebwerke für Flugzeuge hingewiesen, die aber gleichfalls bisher nur im Mischantrieb eingesetzt wurden. Das von Napier entwickelte Triebwerk N.Sc.1 „Scorpion“ (Bild 6.14)

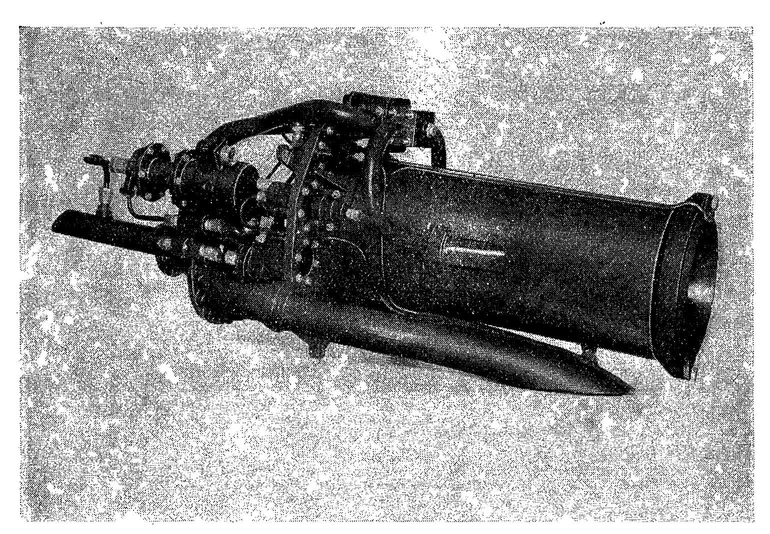


Bild 6.14 Flüssigkeitstriebwerk „Scorpion“ (Napier)

wurde unter anderem als Hilfstriebwerk in einem Strahlbomber, der English Electric „Canberra“, erprobt. Die dabei gesammelten Erfahrungen fanden schließlich ihren Niederschlag bei der Entwicklung und Erprobung des Napier „Double Scorpion“ (Bild 6.15). Unter Einsatz dieses Triebwerks stellte eine „Canberra“ B 2 im August 1957 einen neuen Höhenrekord mit rund 21 340 m auf. Die Haupttriebwerke des Flugzeugs, zwei Strahlturbinen Rolls-Royce „Avon“, bestritten dabei zunächst allein den Steigflug bis auf etwa 13 400 m. Der restliche Aufstieg ging dann fast ausschließlich zu Lasten des Raketentriebwerks. In den Scorpion-Triebwerken wird hochkonzentriertes Wasserstoffsuperoxyd als Oxydator eingesetzt, das durch einen Katalysator in das bekannte Gas-Dampf-Gemisch zerlegt wird. Die eigentliche Brennkammerreaktion verläuft „heiß“ durch Einspritzung von Standard-Kerosin, das für Strahlturbinen verwendet wird. Diese Kombination ist bekanntlich hypergol, so daß elektrische Zündvorrichtungen entfallen. Das Triebwerk kann in jeder Höhe beliebig oft ein- und abgeschaltet werden. Die Einbaulänge des „Double Scorpion“ beträgt 812,8 mm, und die größte Breite wird mit 584,2 mm angegeben.

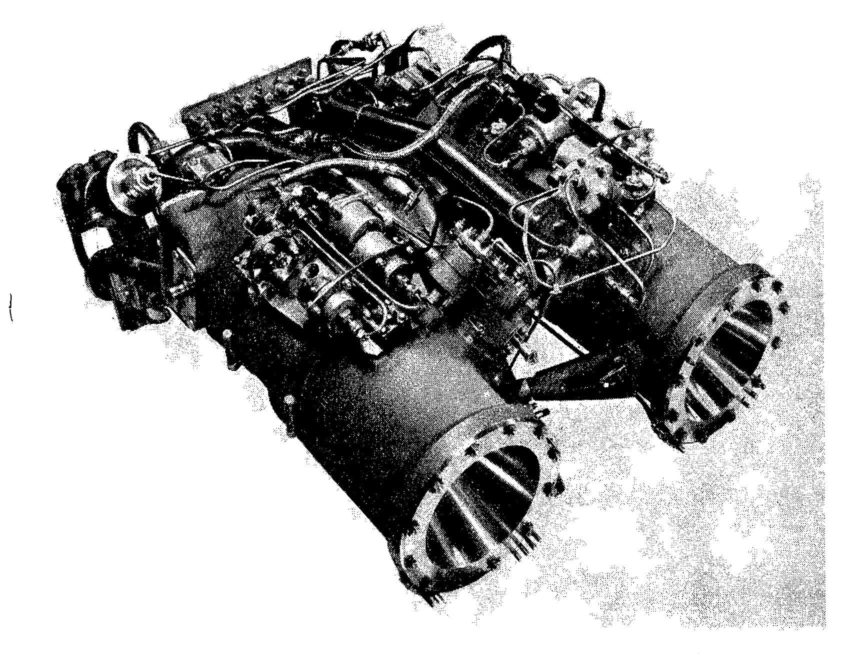


Bild 6.15 Flüssigkeitstriebwerk „Double-Scorpion" (Napier)

7 Raketen in der Waffentechnik

7.1 Begriffsbestimmungen und Einteilungen

Es ist zweckmäßig, zu Beginn von Darstellungen über Raketenwaffen einige Definitionen festzulegen sowie Hinweise auf die Möglichkeit zur Schaffung gewisser Klassifizierungsschemata zu geben. Wie die Praxis gezeigt hat, wird die Notwendigkeit dazu besonders durch die ständig wachsende Vielfalt der Ausführungsbeispiele erzwungen. Auf eine umfassende Abhandlung bekannt gewordener Raketenwaffen kann hier aber verzichtet werden, weil im Prinzip die antriebstechnischen und sonstigen konstruktiven Grundlagen für Raketenflugkörper schon hinreichend aus den bisher besprochenen Ausführungsbeispielen erkannt werden können. Zur Kennzeichnung gewisser waffentechnischer Beziehungen sollen die Hinweise auf einige typische Geräte genügen. Trotz dieser Einschränkung ist es gleichwohl angebracht, zunächst Fragen der Definition und Einteilung voranzuschicken.

Eine klare Begriffsbestimmung wird unter anderem auch wegen der gegenwärtig in der Berichterstattung eingetretenen Begriffsverwirrung notwendig. Von wenigen Ausnahmen abgesehen, wird dort grundsätzlich alles, was sich als unbemannter Waffenträger mit Strahlantrieb durch die Luft oder in luftverdünnten Räumen bewegt, als Raketenwaffe bezeichnet. Durch dieses summarische Verfahren werden dann auch solche Geräte zu Raketen, die technisch keinesfalls dazu gerechnet werden dürfen, also alle Flugkörper mit Luftstrahltriebwerken als Hauptantrieb, wie beispielsweise „Regulus", „Matador", „Bomarc" und „Snark" (Bild 7.1). Bei ihnen und antriebstechnisch gleichzusetzenden Geräten spricht man besser von unbemannten Strahlbombern oder -flugkörpern. Diese Flugkörper sollten gerade im Hinblick auf ihre militärische Anwendung nicht mit Fernraketen gleichgesetzt werden. Weil nämlich das Arbeitsprinzip ihrer Triebwerke (Strahlturbinen, Staustrahltriebwerke) sie an begrenzte Flughöhen im Luftraum bindet und dadurch andererseits ihre Maximalgeschwindigkeiten ebenfalls verhältnismäßig begrenzt bleiben, können sie mit entsprechenden Abwehrraketen bekämpft werden. Ein unbemannter Strahlbomber — beispielsweise vom Typ „Snark" — bleibt daher trotz seiner interkontinentalen Reichweite von 6000 bis 8000 km in seiner militärischen Bedeutung weit hinter ballistischen Fernraketen gleicher Reichweite zurück. Im weiteren sollen nur militärische Flugkörper interessieren, deren Hauptantriebe Raketentriebwerke sind.

Im Bereich der Raketenwaffen kann man weiterhin nach den militärisch sehr wichtigen Gesichtspunkten der Flugbahnbeeinflussung unterscheiden. Wie sehr leicht einzusehen ist, sind Fragen der Flugbahnbeeinflussung darum so bedeutsam, weil davon die Grundanforderung an eine Waffe, nämlich ihre Treffsicherheit, wesentlich betroffen wird. Alle Geräte, bei denen die Grundwerte der Flug-

bahn nur zu Beginn ihres Abflugs auf einer relativ kurzen Strecke durch feste äußere Hilfsmittel (Lafette, Werferrohr, Startturm usw.) festgelegt werden, bezeichnet man als *ungelenkte Raketen.* Die waffentechnische Bedeutung ungelenkter Raketen ist gegenwärtig nicht sehr umfassend. Vertreter dieses Raketentyps werden fast ausschließlich nur noch als Artillerieraketen sowie als Bewaffnung von Erdkampf- und Jagdflugzeugen verwendet. Ihren Gegenpol bilden die *gelenkten Raketen,* bei denen auch nach dem Verlassen der Startvorrichtung

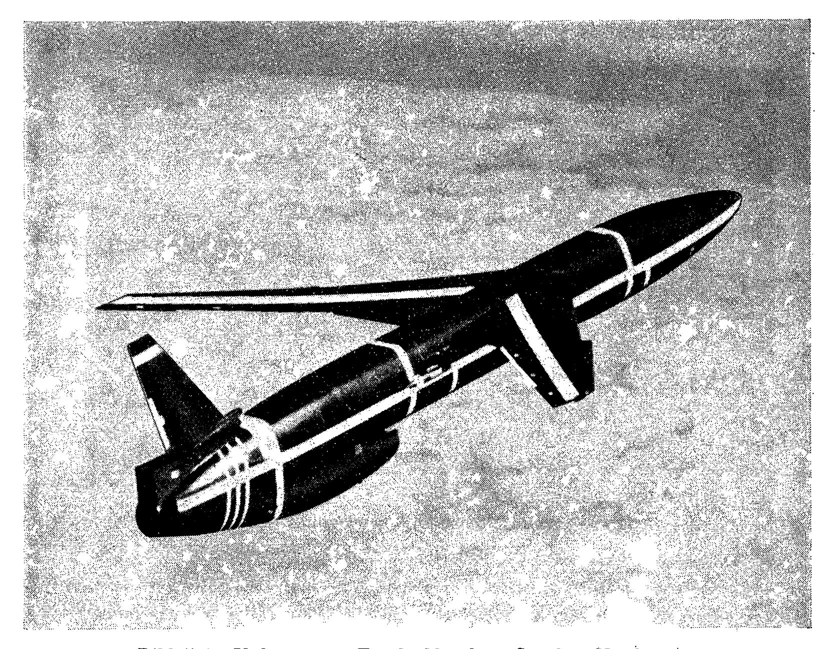


Bild 7.1 Unbemannter Fernlenkbomber „Snark" (Northrop)

noch die Möglichkeit besteht, den weiteren Weg des Flugkörpers zu beinflussen. Die weitaus überwiegende Mehrzahl der Raketenwaffen aller Anwendungsrichtungen gehören zur Zeit zur Gruppe der gelenkten Raketen.

Über die Lenkverfahren im einzelnen wird im nachfolgenden Abschnitt berichtet. Hier soll nur schon gesagt werden, daß man diese Verfahren auch wieder grob in zwei Kategorien unterteilen kann, und zwar in *Fern-* und *Selbstlenkverfahren.* Beim Fernlenkverfahren ist Voraussetzung, daß zumindest ein Teil der Steuerkommandoanlage bei der Bodenstation am Startort verbleibt. Darum besteht bis zum Ende des Lenkvorgangs eine funktechnische oder sonstige Verbindung oder Beziehung zwischen Flugkörper und Leitstation. In diese Gruppe gehören alle Verfahren mit Leitstrahllenkung und Drahtkommandolenkung. Bei der Selbstlenkung unterliegt der Flugkörper keinem Steuereinfluß von außen.

Die entsprechenden Steuerkommandos werden von eingebauten Vorrichtungen gegeben, die Abweichungen von einer vorgegebenen Bahnkurve ermitteln und ausgleichen und somit für die Einhaltung des „Flugprogramms" sorgen. Die Selbstlenkung wird manchmal auch als *automatische Lenkung* bezeichnet. Einen gewissen Anteil dieser automatischen Lenkung definiert man zweckmäßigerweise als *Stabilisierung*, weil es sich dabei mehr um das Prinzip der Einhaltung einer bestimmten Bahn als deren Veränderung handelt. Zur Selbstlenkung können alle Verfahren gerechnet werden, die auf der Grundlage von Trägheits- und Astronavigation arbeiten, sowie gewisse Verfahren der *Zielsuchlenkung*.

Die gelenkten Raketenwaffen zählt man wieder allgemein zur Gruppe der *Lenkwaffen*, in der sie dann mit den schon genannten unbemannten Flugkörpern mit Luftstrahltriebwerken zusammengefaßt werden. Dabei werden letztere ebenfalls sowohl ferngelenkt als auch mit Selbstlenkung eingesetzt. Für die Praxis bleibt es aber immer ein wesentlicher Unterschied, ob beispielsweise eine Fernlenkwaffe als Rakete oder als unbemannter Strahlbomber ausgelegt wird. Für die Lenkwaffen läßt sich ein Einteilungsschema verwenden, das die Flugkörper nach der Lage ihrer Startbasis einerseits und des Zielortes andererseits einordnet. Als Hauptkategorien ergeben sich dabei:

a) Luft—Boden-Waffen (L—B)
Sie zählen zur Bewaffnung von Flugzeugen und dienen zur Bekämpfung von Bodenzielen.

b) Luft—Luft-Waffen (L—L)
Sie gehören zur Bewaffung von Flugzeugen und werden gegen fliegende Ziele eingesetzt.

c) Boden—Luft-Waffen (B—L)
Hierzu werden alle Geräte gezählt, die vom Boden aus gegen fliegende Ziele eingesetzt werden.

d) Boden—Boden-Waffen (B—B)
In dieser Kategorie vereint man alle Geräte, die vom Boden zur Bekämpfung von Bodenzielen starten.

In vieler Hinsicht bleibt ein solches Schema natürlich problematisch, denn es läßt nicht in allen Fällen eine eindeutige Zuordnung zu. Dieser Mangel ließe sich auch durch weitere Differenzierungen nicht immer beheben. Trotz dieser Einschränkungen hat sich dieses Einteilungsprinzip bisher im allgemeinen recht gut bewährt.

7.2 Ausführungsbeispiele von Raketenwaffen

Es ist nicht möglich, bei der Darstellung moderner Raketenwaffen Vollständigkeit anstreben zu wollen. Einmal würde die Fülle der schon mehr oder weniger detailliert bekannt gewordenen Ausführungsbeispiele den Rahmen der angestrebten Betrachtungen sprengen, zum anderen ließen sich auch kaum noch bemerkenswerte neue raketentechnische Erkenntnisse gewinnen, da die wichtigsten Grundprinzipien in dieser Richtung schon in dem bisher Gesagten zu finden sind. Das trifft, abgesehen von den schweren mehrstufigen Systemen interkontinentaler Reichweite, im Prinzip auf alle Kategorien der Raketenwaffen zu. Hinzu kommt aber noch, gerade in bezug auf Triebwerkskonstruktion und Flugkörperaufbau infolge der militärischen Geheimhaltung keine näheren Einzelheiten

bekannt werden. Darum sollen nur an Hand einiger Musterbeispiele der gegenwärtige Stand und die Entwicklungstendenzen aufgezeigt werden.

Aus der heute schon recht großen Anzahl gelenkter und ungelenkter Raketenwaffen der Gruppe Luft—Luft sei hier nur als charakteristischer Vertreter die Lenkwaffe „Fireflash"der Fairey Aviation Co. erwähnt. Auf moderne ungelenkte Bordraketen braucht nicht näher eingegangen zu werden, da sie im Prinzip meist als einfachste Feststoffraketen ausgelegt sind, deren konstruktive Grundprinzipien schon dargestellt wurden. Ihr Einsatz erfolgt meist in Form einer Salve aus Werferrohren, die entweder unter dem Flügel oder am Flügelende angebracht sind.

Die Lenkwaffen des englischen „Fireflash"-Systems weisen einige bemerkenswerte Besonderheiten auf. So ist bei ihnen ein antriebsloser Flugkörper, der Träger der Kampfladung und der Steuerelektronik, mit zwei als selbständige Einheiten ausgebildeten Feststofftriebwerken gekoppelt. Letztere sind unter Verwendung einer besonderen Halterung, weit über die Spitze des Hauptkörpers hinaus vorgeschoben. Das vollständige System erhält damit eine Länge von 2,84 m, wobei der Hauptkörper allein 2,26 m lang ist. Der Durchmesser aller drei Körper ist

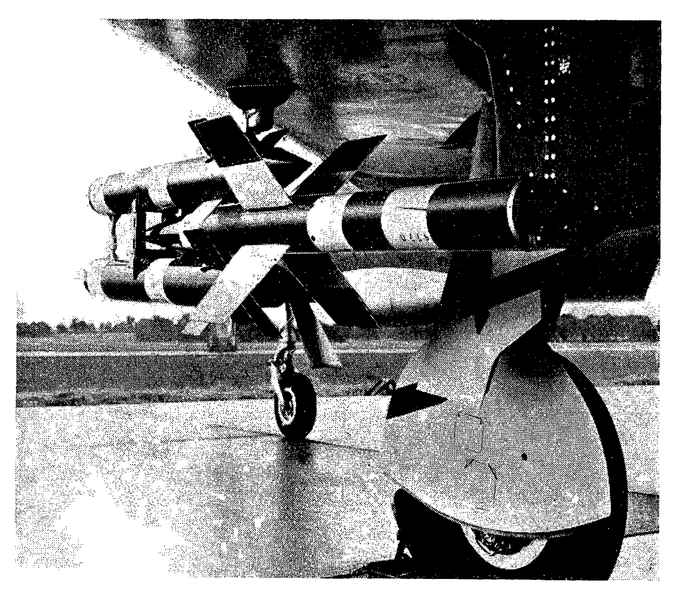


Bild 7.2 „Fireflash" unter dem Flügel (Fairey)

gleich und beträgt 14 cm. Die Feststofftriebwerke geben einen Schub von je 500 kp und vermitteln dem System eine Höchstgeschwindigkeit von etwa Mach 2. Nach Brennschluß werden die Triebwerke durch kleine Sprengladungen vom Hauptkörper abgetrennt, und dieser legt dann den restlichen Weg bis ins Ziel antriebslos zurück. Zur Stabilisierung des Fluges dienen vier trapezförmige,

starre Leitflossen in der Mitte des Trägers der Kampfladung, während die Lenkung von vier am Heck befindlichen Luftrudern übernommen wird. Als Lenksystem wird eine Leitstrahllenkung eingesetzt, die vom Trägerflugzeug ausgeht. Die „Fireflash"-Lenkwaffen werden von den Trägerflugzeugen an besonders ausgearbeiteten Halterungen unter den Flügeln mitgeführt (Bild 7.2).

Auf dem Sektor der Raketenwaffen Boden—Luft ist das derzeitige Aufgebot an Ausführungsbeispielen noch wesentlich umfangreicher als bei den Luft—Luft-Typen. Da die herkömmlichen Luftabwehrwaffen (Flakartillerie) mit Aufkommen der ständig schneller werdenden strahlgetriebenen Flugzeuge völlig an Bedeutung verloren, stellt die Entwicklung gelenkter Boden—Luft-Raketen praktisch die einzige Basis der modernen, bodenfesten Flugzeugabwehr (Flab) dar. Das außerordentliche Interesse aller Staaten an der Entwicklung leistungsfähiger Geräte dieser Kategorie ist daher verständlich. Ebenso verständlich ist aber auch die hier ganz besondere Geheimhaltung. So erhofft man in dem Wettlauf Abwehrwaffe gegen Bomber, den Flabraketen ein durch ihre Leistungen gegebenes gewisses Überraschungsmoment erhalten zu können. Abgesehen von einigen Ausnahmen, sind daher über spezielle technische Details dieser Raketenwaffen keine näheren Angaben zu erhalten. Von den meisten sind aus diesem Grunde nicht mehr als ihre äußere Gestalt (Bild 7.3) oder höchstens noch einige allgemeine Hinweise auf Antriebsprinzip, Flugleistungen und Lenksystem (Bild 7.4) bekannt.

Die einzige Flabrakete, von der technische Details in größerem Umfang bekannt wurden, ist die in der Schweiz entwickelte leitstrahlgelenkte Oerlikon-Rakete 54 (Bild 7.5). Die Zelle des etwa 6 m langen Flugkörpers ist aus Leichtmetall gewickelt und mit Araldit verleimt, sein größter Durchmesser beträgt etwa 40 cm. Die Spannweite der vier starren Kreuzflügel liegt bei rund 1,4 m. Die Startmasse des Gerätes wird mit etwa 375 kg angegeben, wovon ungefähr 20 kg auf die Sprengladung entfallen. Als Antrieb für die Oerlikon 54 wurde ein Flüssigkeitstriebwerk auf der Basis Salpetersäure—Kerosin entwickelt. Die Treibstofförderung erfolgt durch Druckgas (Stickstoff), von dem ein entsprechender Vorrat unter einem Druck von 300 at mitgeführt wird. Weil die Haupttreibstoffe jedoch nichthypergol sind und auf eine gesonderte elektrische oder pyrotechnische Zündung verzichtet werden sollte, wird beim Start eine kleine Menge Triäthylamin und Xylidin zusätzlich in die Brennkammer eingespritzt. Mit diesen Stoffen ist Salpetersäure hypergol. Der Schub des Triebwerks beträgt 1000 kp, sein spezifischer Treibstoffverbrauch ist 5 kg/s t. Nach einer Brennzeit von 30 s hat der Flugkörper eine Geschwindigkeit von Mach 1,8 erreicht und kann bei voller Lenkung über eine Reichweite von 15 bis 20 km eingesetzt werden. Die maximale Einsatzhöhe soll bei etwa 15 km liegen.

Recht interessant dürften einige Einzelheiten des bei den Oerlikon-Flabraketen angewendeten Lenkverfahrens sein. Wie schon angedeutet, werden die Raketen mit Leitstrahl an das Ziel herangeführt. Als Lenkorgane dienen einmal die vier am Heck befindlichen Luftruder und zum anderen die Beeinflussung der Richtung des Feuergasstrahls. Besonders bemerkenswert ist die Tatsache, daß die vier starren Kreuzflügel nach Brennschluß automatisch über ein Zeitschaltwerk um 15 bis 25 cm in der Längsrichtung verschoben werden, um die Wirkung der veränderten Schwerpunktlage auf die Flugstabilität auszugleichen. Im Gegensatz zu den Flabraketen, die nur mit geringer Abweichung von der Vertikalen

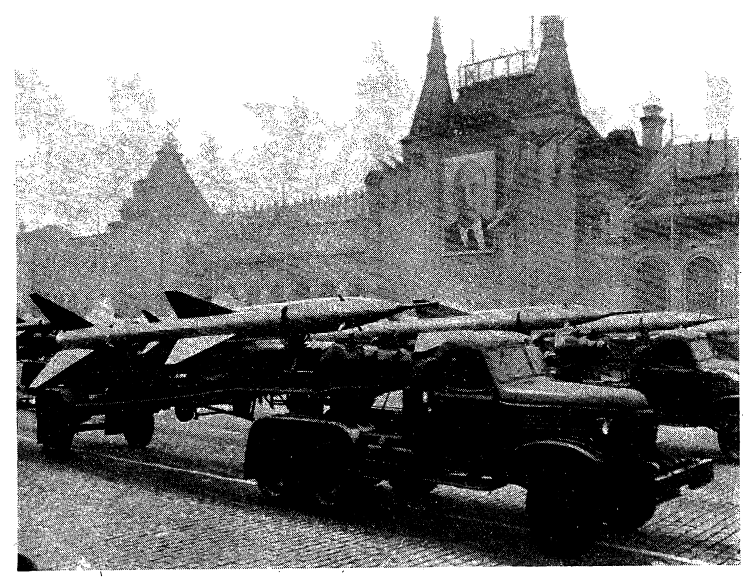


Bild 7.3 Sowjetische Zweistufen-Flabrakete

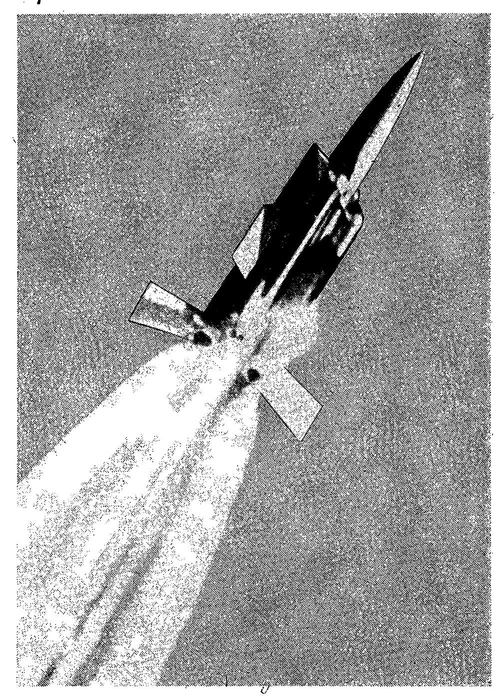


Bild 7.4 Englischer Versuchsflabkörper

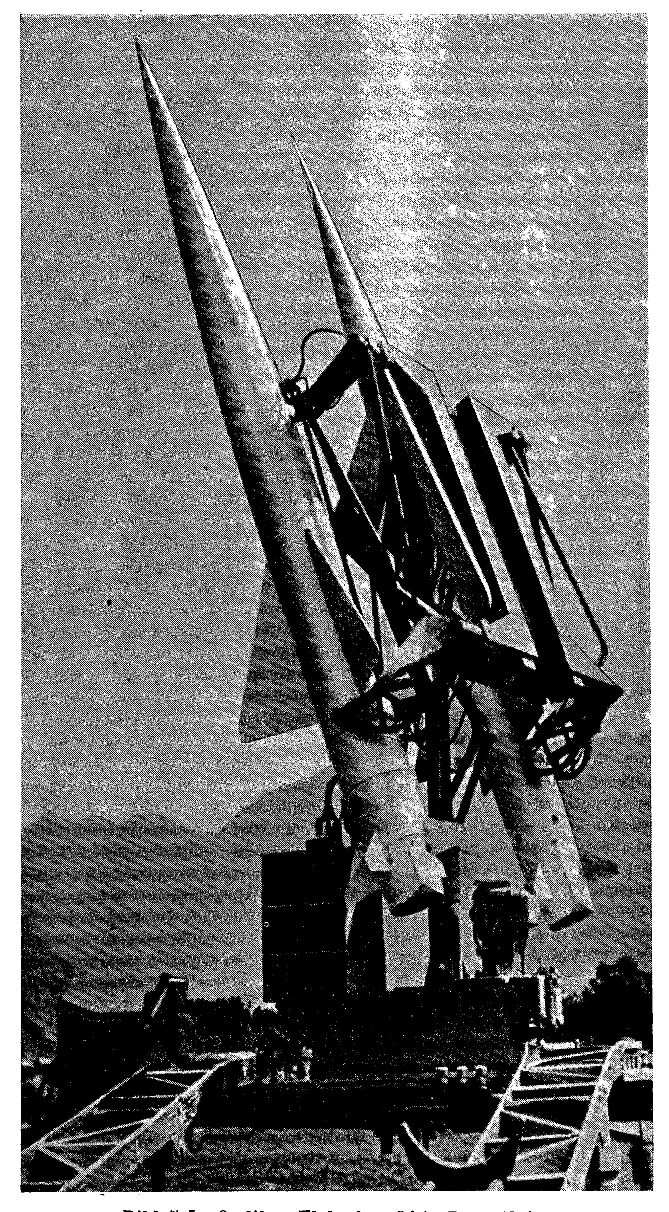


Bild 7.5 Oerlikon-Flabrakete 54 in Doppellafette

abgelassen werden können, lassen sich die Oerlikon-Raketen in jedem Winkel zwischen 10 und 90° gegen die Horizontale starten. Daraus ergeben sich gewisse Folgerungen für spezielle Eigenarten der jeweils angewandten Leitstrahllenkung. So ist beispielsweise für Lenkraketen mit den zuerst genannten Starteigenschaften nur die sogenannte *Leitstrahllenkung auf Vorhaltebahn* möglich, während die Oerlikon 54 auf einer sogenannten *Hundekurve* ins Ziel geführt wird. Die wesentlichsten Unterschiede der beiden Verfahren seien hier kurz erläutert.

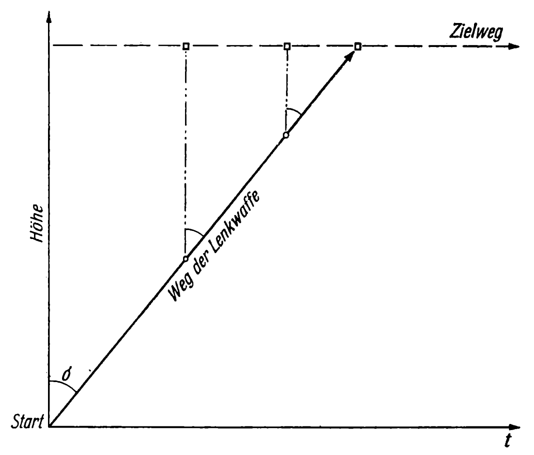


Bild 7.6 Leitstrahllenkung mit Vorhaltekurs

Bei der *Leitstrahllenkung auf Vorhaltekurs* wird die Rakete auf einem nahezu geradlinigen Vorhalte-Flugweg zum voraussichtlichen Treffpunkt mit dem anfliegenden Flugzeug geführt (Bild 7.6). Zur Ermittlung des richtigen Startmoments wird das Flugzeug durch ein Funkmeßgerät (Radar) verfolgt, mit dem eine Rechenanlage verbunden ist. Von dieser wird dann automatisch das Startsignal an die Rakete übermittelt. Diese wird anschließend im Leitstrahl wie in einem starren und richtungsfesten Geschützrohr geführt. Dieses Verfahren ist also in vieler Hinsicht dem Flak-Zielverfahren mit Funkmeßgerät ähnlich. Es besitzt somit vor allem auch dessen wesentlichsten Nachteil, daß nämlich alle Flugwegänderungen der anfliegenden Maschine nach Start der Abwehrrakete nicht mehr ausgeglichen werden können. Die Wahrscheinlichkeit eines exakten Zusammentreffens von Flugzeug und Abwehrrakete am Vorhaltepunkt ist somit nicht allzu groß. Der Leitstrahl wird von einem rotierenden Dipol mit Parabolreflektor erzeugt, während für den Empfang in der Rakete (meist in den Flügeln oder Stabilisierungsflossen) mehrere kleine Dipolantennen untergebracht sind. Die notwendigen Steuerimpulse werden automatisch von eingebauten Geräten in der Rakete ermittelt und nach Verstärkung auf die Rudermaschinen der Lenkorgane übertragen.

Die Trefferwahrscheinlichkeit ist nun bei der *Leitstrahllenkung auf Hundekurve* unvergleichlich größer. Das Wesen der Hundekurve ist recht einfach zu erklären. Wird ein Hund, der sich weit seitlich von der geradlinigen Bewegungsrichtung

seines Herrn befindet, von diesem herbeigerufen, so läuft er in der optischen Verbindungslinie Hund—Mensch. Sein Weg wird damit zu einer Kurve, eben zur Hundekurve. Das Leitverfahren der Oerlikon-Raketen beruht auf demselben Prinzip. Die Abwehrrakete wird dabei in der Achse eines ständig auf das anfliegende Flugzeug gerichteten Leitstrahls geführt. Die Wahrscheinlichkeit des Zusammentreffens beider Flugkörper bleibt somit auch im Fall von Ausweichbewegungen des Zieles groß. Für den einfachsten Fall einer geradlinigen Bewegung des Zieles sind verschiedene Flugkurven von Abwehrraketen in Bild 7.7

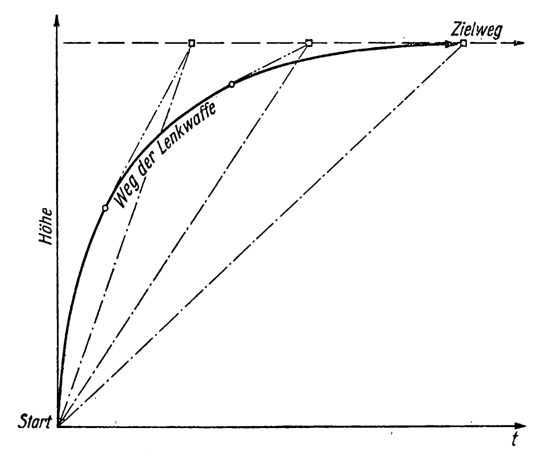


Bild 7.7 Leitstrahllenkung auf Hundekurve

dargestellt. Die Rakete verfolgt also eine zur Vertikalen konvex gekrümmte Bahn, wobei die stärkere Krümmung nach erfolgtem Brennschluß auf die abnehmende Raketengeschwindigkeit zurückzuführen ist.

Bei diesem Verfahren sind das Radargerät für die Zielortung und der Leitstrahlsender in allen Bewegungsrichtungen miteinander gekoppelt. Ihre Aufstellungsorte können bis zu 800 m voneinander getrennt liegen. Ein automatisch arbeitendes Rechengerät gleicht jedoch diese Parallaxe aus. Das Zielortungs-Radargerät wirkt also gleichzeitig als Radar-Richtgerät. Beim Anflug mehrerer Maschinen erhalten die Richtgeräte der einzelnen Raketenbatterien (mit bis zu sechs Doppellafetten) ihre Ziele von einem gesonderten Zielzuweisungs-Radargerät der Raketenabteilung angewiesen. Die Richtgeräte steuern dann die Bewegungen der einzelnen Leitstrahlsender und gleichzeitig natürlich auch Azimut und Höhe an den Doppellafetten. Die gestarteten Raketen werden kurz nach dem Start vom Leitstrahlsender mit einem Grobstrahlbündel von 25° Öffnungswinkel eingefangen. Jeder Leitstrahlsender verfügt noch über ein Feinstrahlbündel mit 3° Öffnungswinkel. Nach dem Einfangen der Rakete im Grobstrahl wird sie durch diesen in den Feinstrahl hineingeleitet. Auf der Achse dieses Feinstrahls „reitet" die Rakete dann ins Ziel. Für beide Strahlbündel liegen die benutzten Frequenzen im ultrahohen Bereich. Die beiden Antennen sind koaxial angeordnet und werden durch einen Motor vor dem Parabolreflektor in Rotation versetzt. Besonders

interessant ist, daß Geschwindigkeit und Beschleunigung bei der Schwenkung des Leitstrahls durch ein Rechengerät so begrenzt werden, daß die Rakete auch bei raschem Zielwechsel dem Leitstrahl immer zu folgen vermag.

Ein bedeutsamer Vorteil der Oerlikon-Flabrakete und ihres Lenksystems liegt vor allem darin, daß schon anfliegende Flugzeuge aus größerer Entfernung als beim Vorhalteverfahren bekämpft werden können. Der Schrägstart bildet dazu eine wesentliche Voraussetzung. Weiterhin gestattet das Hundekurven-Verfahren das gleichzeitige Führen mehrerer Raketen mit dem gleichen Leitstrahl. Die Raketen einer Batterie lassen sich nämlich im Abstand von wenigen Sekunden nacheinander in den Leitstrahl des zugehörigen Leitstrahlsenders einfliegen. So kann eine aus sechs Doppellafetten sowie einem Radar-Richtgerät mit gekoppeltem Leitstrahlsender bestehende Oerlikon-Flabbatterie bis zu zwölf Raketen je Minute zum Einsatz bringen.

Die Kategorie der neuzeitlichen Boden—Boden-Raketenwaffen ist wegen der Differenzierung ihrer Vertreter nach dem Einsatzzweck sehr vielseitig. In ihr finden sich daher auch extreme Gegensätze in Größe, Gewicht und Ausrüstung.



Bild 7.8 Sowjetischer Raketenwerfer

Von der nur wenige Kilopond schweren ungelenkten Artillerierakete bis zur über 100 Mp schweren ballistischen Fernrakete mit interkontinentaler Reichweite umfaßt diese Gruppe ein ganzes Arsenal von Raketenwaffen. Der Hinweis auf einige besonders charakteristische Geräte dieser Kategorie soll genügen.

Kleinere, artilleristisch eingesetzte Kampfraketen mit Reichweiten von einigen Kilometern werden als einfache Feststoffraketen ausgelegt und ungelenkt eingesetzt. Panzerabwehrraketen sind zumeist mit Drahtbefehlslenkung ausgerüstet. Als besonders typisch für ungelenkte Kampfraketen können die während des zweiten Weltkrieges von der Sowjetunion in großer Zahl eingesetzten schweren Raketenwerfer (Bild 7.8) angesehen werden. In der Roten Armee allgemein

„Katjuschas" genannt, prägte sich deutscherseits die Bezeichnung „Stalin-Orgeln" für diese wirkungsvollen Kampfmittel. Ähnliche Waffentypen waren auch bei den anderen kriegführenden Armeen im Einsatz, so zum Beispiel von deutscher Seite

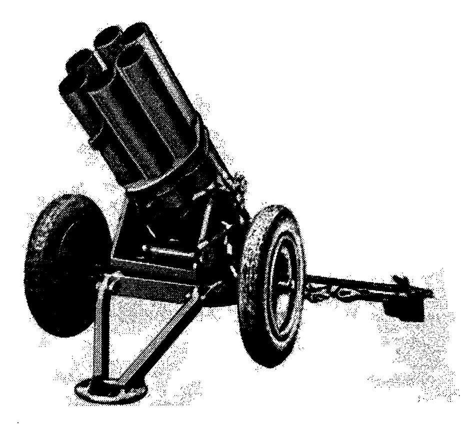


Bild 7.9 Deutscher Raketenwerfer des zweiten Weltkrieges

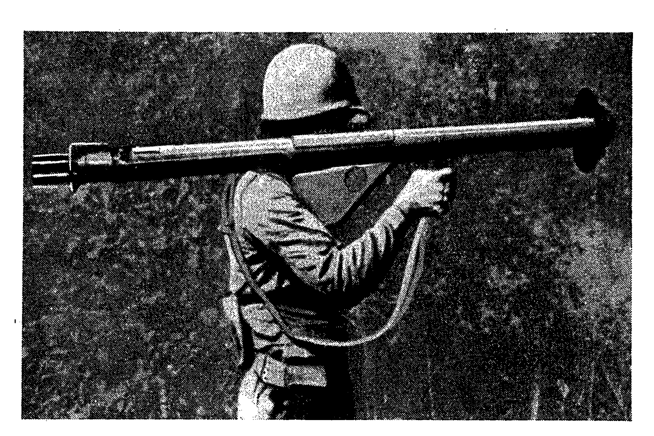


Bild 7.10 Bazooka

in Gestalt sechsrohriger Raketenwerfer (Bild 7.9), allgemein als „Nebelwerfer" bezeichnet. Eines der bekanntesten Ausführungsbeispiele für ungelenkte Raketenwaffen zur Panzerbekämpfung war die amerikanische „Bazooka" (Bild 7.10).

Ähnliche Geräte waren auch zur Bekämpfung von Panzern aus der Luft im Einsatz (Bild 7.11).

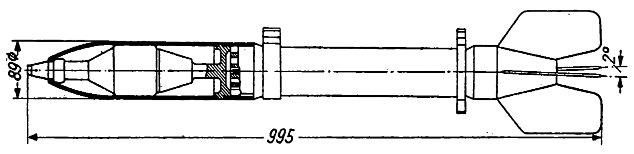


Bild 7.11 Flugzeug-Panzerrakete mit Hohlladung

In Bild 7.12 ist der Schnitt durch eine einfache Kampfrakete für die Bekämpfung von Bodentruppen dargestellt. In diesem Fall wird die Stabilisierung in der Flugbahn durch Leitflossen am Heck des Flugkörpers bewirkt. Das ist jedoch nicht das einzige Verfahren zur Flugbahnstabilisierung von Kampfraketen. In

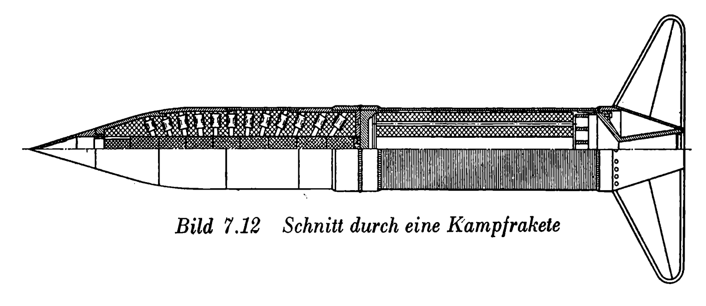


Bild 7.12 Schnitt durch eine Kampfrakete

vielen Fällen bedient man sich auch der Drallstabilisierung, bei der durch einen Kranz von mehreren kleinen, schräggestellten Ausströmdüsen der Flugkörper um seine Längsachse in Rotation versetzt wird. Ein Ausführungsbeispiel dieser Art zeigt Bild 7.13 im Schnitt. Interessant ist bei dieser, in den erwähnten deutschen

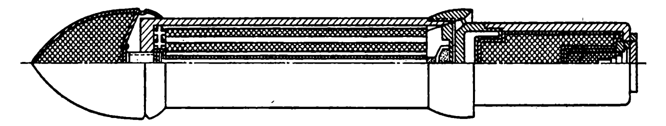


Bild 7.13 Drallstabilisierte Kampfrakete

Nebelwerfern verwendeten Kampfrakete, daß die Verbrennungsgase durch schräggestellte Seitendüsen geführt werden, die sich kurz hinter der Mitte des Flugkörpers befinden. Diese Lösung mußte gesucht werden, weil der Hauptteil der Kampfladung ausnahmsweise hinter der Raketenbrennkammer liegen sollte. Da beim Aufschlagen des Flugkörpers auf dem Boden der hintenliegende Teil der Sprengladung über der Erdoberfläche explodierte, ergab sich eine beträchtlich

gesteigerte Splitterwirkung. In Bild 7.14 ist schließlich noch der Aufbau einer Kampfrakete für Panzerabwehr dargestellt, deren Sprengkopf in der charakteristischen Hohlladungsform ausgebildet ist. Die genannten Kampfraketen wurden

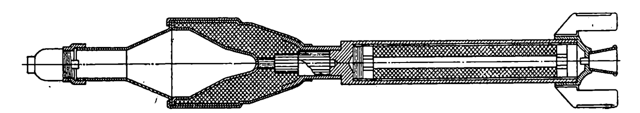


Bild 7.14 Kampfrakete für Panzerabwehr

fast ausschließlich aus relativ kurzen Werferrohren oder von besonderen Gleit- und Führungsschienen abgelassen, deren Richtwerte in Verbindung mit den speziellen ballistischen Daten der Flugkörper die einzig wirksamen Lenkfaktoren für diese Raketenwaffentypen waren.

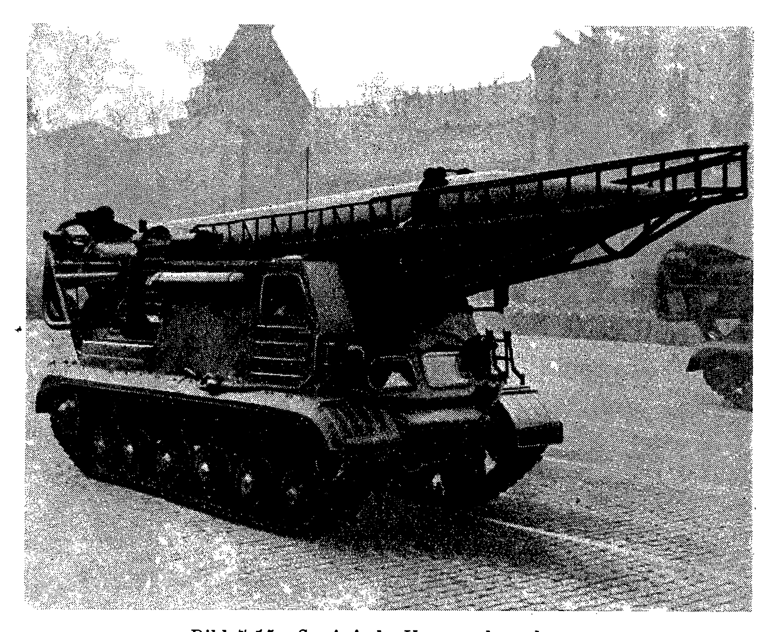


Bild 7.15 Sowjetische Kurzstreckenrakete

Als typische Vertreter der Gruppe Boden—Boden mit größerer Reichweite können Ausführungsbeispiele sowohl aus der Sowjetunion (Bild 7.15) als auch aus verschiedenen anderen Ländern dienen. Diese Raketen fliegen bis zu einigen zehn Kilometern weit und sind zur taktischen Unterstützung von Bodentruppen

gedacht. In den meisten Fällen handelt es sich dabei um gelenkte Flugkörper, zumindest in der Antriebsphase ihres Fluges.

Zu den größeren Reichweiten hin folgen die ballistischen Mittelstreckenraketen. Diese übertreffen die Reichweiten der konventionellen Artillerie zum Teil schon recht beträchtlich.

Eine Abgrenzung zwischen Kurz-, Mittel- und Langstreckenraketen oder nach noch feineren Unterscheidungen ist sehr problematisch. Zieht man die obere Grenze der Reichweiten für das Übergangsgebiet bei etwa 800 km, so fallen noch einige Entwicklungen in diese Gruppe, die seitens der Sowjetunion (Bild 7.16) und der USA bekanntgemacht wurden. Die amerikanische Rakete „Redstone"

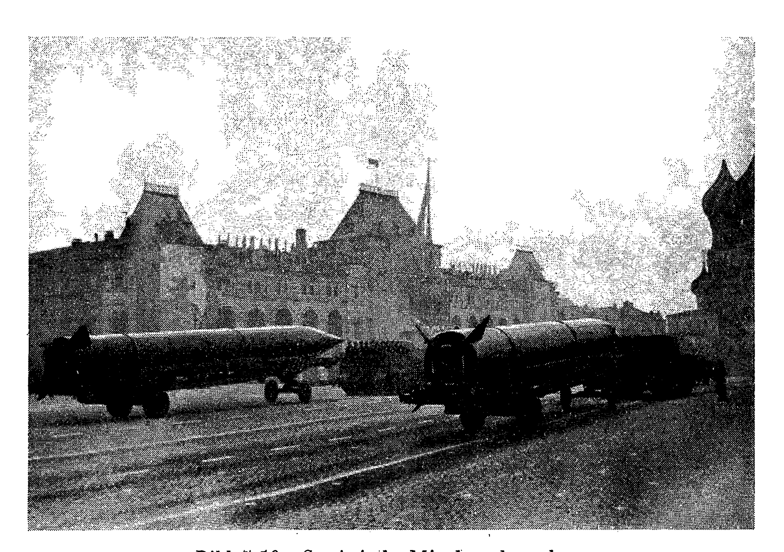


Bild 7.16 Sowjetische Mittelstreckenrakete

(Jupiter A) (Bild 7.17) wurde im Redstone-Arsenal unter der technischen Leitung *W. v. Brauns* entwickelt und befindet sich in den Chrysler-Werken in Serienfertigung. Als Treibstoff für das Flüssigkeitstriebwerk von North-American-Aviation dienen Flüssigsauerstoff und Alkohol. Das Triebwerk der „Redstone" liefert einen Schub von rund 30000 kp, während als Startmasse der Rakete etwa 18000 kg angegeben werden. Die Angaben über die Gesamtlänge des Projektils schwanken um den Wert von 20 m herum. Als Reichweite dieses Geräts werden 360 bis 380 km angegeben. Es handelt sich bei der „Redstone" um eine unmittelbare Weiterentwicklung des deutschen A4. Sie wird in der Antriebsphase unter Verwendung einer verbesserten Trägheitsnavigation gesteuert.

Somit bliebe abschließend nur noch über die schon erwähnten interkontinentalen ballistischen Raketen zu berichten. Eine Betrachtung bestimmter Ausführungsbeispiele vermag allerdings auch hier kaum Gewinn zu bringen, weil,

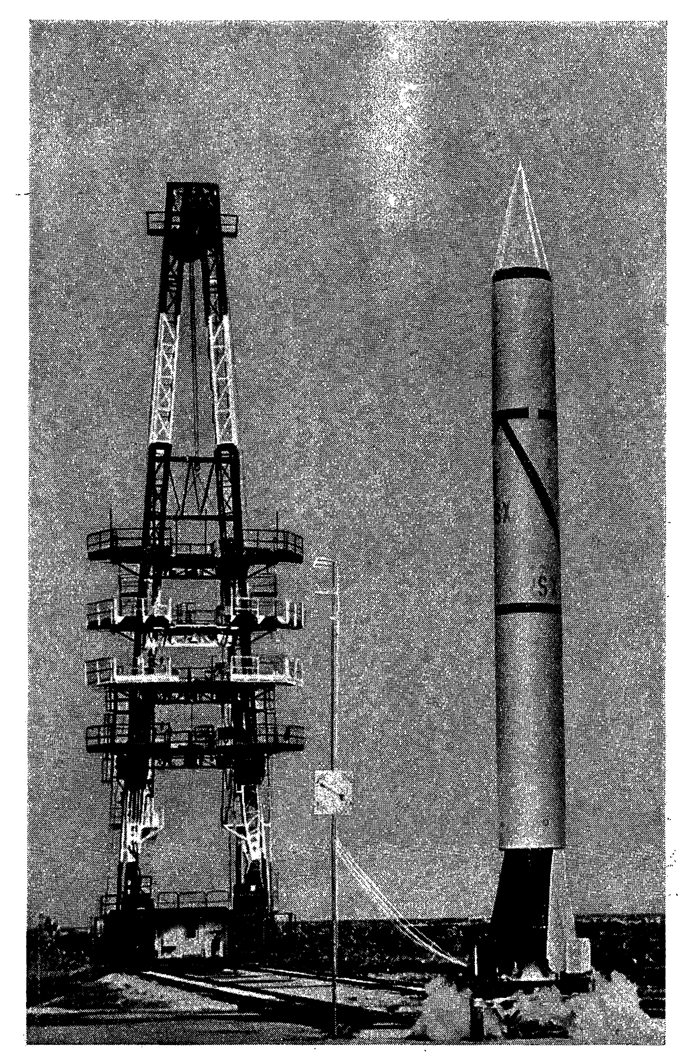


Bild 7.17 Amerikanische Mittelstreckenrakete „Redstone“

abgesehen von einigen wenig sicheren allgemeinen Angaben, aus Gründen der Geheimhaltung spezieller Einzelheiten bisher noch keine exakteren Daten veröffentlicht worden sind. Die Sowjetunion gab im August des Jahres 1957 den erfolgreichen Start einer interkontinentalen ballistischen Rakete bekannt. Über technische Details dieses Geräts existieren bisher nur einige Mutmaßungen. So wird von einem dreistufigen System gesprochen, dessen Startmasse von Fachleuten in der Größenordnung von 100 bis 150 t mit einem Startschub der Grundstufe von 220 bis 250 Mp angenommen wird. Auch die Veröffentlichungen über die amerikanische interkontinentale Rakete WS-107A-1(SM-65) „Atlas" (Bild 7.18) enthalten nur wenige technische Anhaltspunkte. Die zweistufige „Atlas" besteht aus einer Hauptzelle und wird in der Startphase von zwei bemerkenswerterweise als Starthilfen bezeichneten Flüssigkeitstriebwerken beschleunigt. Diese Starthilfen liegen nebeneinander im Heck des Hauptkörpers und liefern jeweils 75 Mp Schub. Der Schub des Haupttriebwerks im etwa 30 m langen Zentralkörper beträgt etwa 40 Mp. Die Reichweite der „Atlas" soll bei etwa 8000 km liegen, während für die erfolgreich erprobten sowjetischen Langstreckenraketen mehr als 10000 km angegeben werden.

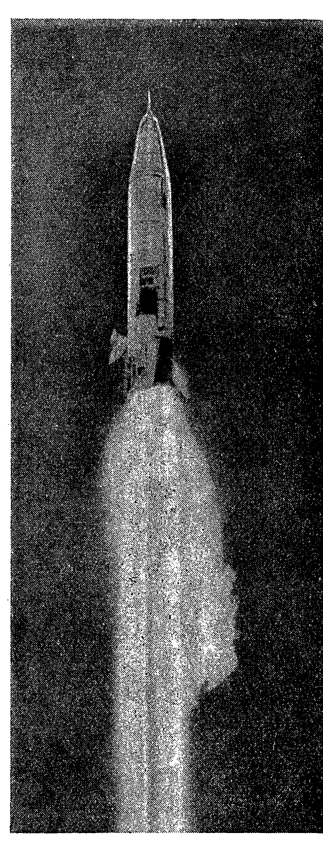


Bild 7.18
Versuchsstart einer amerikanischen Langstreckenrakete „Atlas"

Es soll noch einiges zur Flugmechanik der Langstreckenraketen gesagt werden. Die entsprechenden Betrachtungen werden in mancher Hinsicht erleichtert, da sich viele der Einzelheiten, die im Zusammenhang mit der Flugmechanik der Trägersysteme für Meßsatelliten erläutert wurden, unmittelbar auch auf ballistische Fernraketen übertragen lassen. Die Bezeichnung *ballistisch* ist für alle Flugkörper gültig, die einen Teil ihrer Flugbahn antriebslos zurücklegen. Mit anderen Worten, alle diejenigen Raketen sind ballistische Raketen, die ein Stück ihres Flugweges nach Art eines Wurfkörpers zurücklegen. Aus diesem Grund werden zuweilen die Lenkwaffen interkontinentaler Reichweite in „echte" Flugkörper und Wurfkörper unterteilt. Zu ersteren werden dann nur die Lenkwaffen gerechnet, bei denen der Antrieb mit Luftstrahltriebwerk und unter Ausnutzung aerodynamischer Kräfte erfolgt (Matador, Regulus, Snark), während alle reinen Raketen als Wurfkörper zusammengefaßt werden. Die besondere Betonung des

ballistischen Fluges bei den Langstreckenraketen im Gegensatz beispielsweise zu den gleichfalls teilweise ballistisch fliegenden Flabraketen ist wohl allein darauf zurückzuführen, daß erstere eben den allergrößten Teil ihrer Flugstrecke als Wurfkörper zurücklegen. Außerdem spielen die aerodynamischen Kräfte in der Flugmechanik von Flab- und Bordraketen auch während des antriebslosen Fluges derselben eine wesentliche Rolle.

Wie schon angedeutet, begegnen sich bei Betrachtungen der Aufstiegs- und Flugbahnen von Fernraketen die Gebiete von Ballistik und Himmelsmechanik ebenso wie beim Aufstieg von Satellitenträgersystemen. In beiden Fällen kommt es darauf an, einen nach Brennschluß der letzten Stufe antriebslos fliegenden Körper sehr exakt in eine vorher berechnete Wurfkurve zu leiten. Bei der Behandlung der Meßsatelliten wurde gezeigt, daß die Parameter der Umlaufbahn in entscheidendem Maß von den im Brennschlußpunkt der letzten Stufe vorliegenden Werten für Geschwindigkeit und Abgangswinkel abhängen. Für eine angenähert kreisförmige Satellitenbahn ergab sich beispielsweise, daß die Toleranzen in Geschwindigkeit bei Brennschluß v_B und Abgangswinkel Θ nicht größer als 0,25 % und 0,5° sein dürfen. Dieselben Bemerkungen treffen auch für Langstreckenraketen zu, nur mit dem Unterschied, daß die Wurfkurven Ellipsenabschnitte sind, die auf der Erdoberfläche (Bild 7.19) enden. Wenn man von der Wirkung der Erdatmosphäre absieht, so läßt sich die Flugbahn einer Langstreckenrakete in zwei charakteristische Abschnitte zerlegen (Bild 7.20). Der Abschnitt A—B umfaßt die *Antriebsbahn*, manchmal auch als *aktiver* Abschnitt bezeichnet; vom Brennschlußpunkt B bis zum Zielpunkt C verläuft

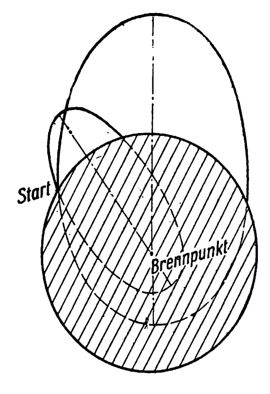


Bild 7.19
Ballistische Flugbahnen

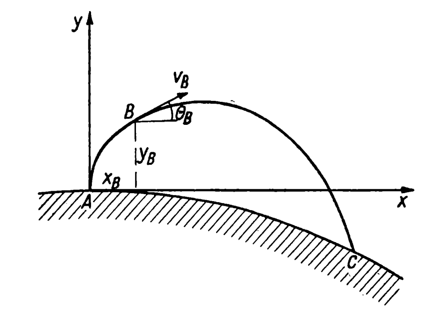


Bild 7.20 Koordinaten des Brennschlußpunktes und Abgangswinkel

die *elliptische Freiflugbahn* (*passiver* Bahnabschnitt). Letztere ist auf jeden Fall elliptisch, weil die Richtung des Gravitationsfeldes über die Bahnkurve stark veränderlich ist. Die Berechnung einer solchen Bahn als einfache Wurfparabel ist daher unzureichend.

Wie aus Bild 7.20 hervorgeht, ist die Flugweite einer Fernrakete nicht nur von v_B und Θ_B (Winkel der Bahntangente im Brennschlußpunkt gegen die Hori-

zontale) abhängig, sondern auch von den Koordinaten des Brennschlußpunktes. Dessen Koordinaten x_B und y_B gehen dabei mit unterschiedlichem Einfluß in die Rechnung ein; beide bestimmen aber die erforderlichen Werte von v_B und Θ_B. x_B tritt darüber hinaus als Anteil am Flugweg in Erscheinung. Bewegung und Lenkung einer Langstreckenrakete auf dem aktiven Bahnabschnitt erweisen sich somit von großer Bedeutung für die Treffsicherheit.

Der aktive Bahnabschnitt verläuft nach Abheben der Rakete eine kurze Zeit vertikal und geht dann in einen gekrümmten Bahnteil über, in die sogenannte *Umlenkbahn*. Im letzten Stück der Antriebsbahn wird der momentane Bahnwinkel der Rakete an den geforderten Wert für den Abgangswinkel im Brennschlußpunkt angeglichen. Die allmähliche Umlenkung der Rakete wird mit den Lenkorganen ausgeführt, deren Rudermaschinen die entsprechenden Signale von der sogenannten *Programmanlage* erhalten. Diese Programmanlage kann sich sowohl bei der Bodenstation befinden, von der der Aufstieg der Rakete überwacht wird, als auch vollständig als Einbaueinheit in der Rakete untergebracht sein. Wenn man von Störkräften zunächst absieht, so bewirkt die Programmanlage eine Drehung der Rakete um die durch eingebaute Kreisel festgelegte Querachse. Dies geschieht nach einem bestimmten Gesetz als Funktion der Zeit. Führt man neben dem Bahntangentenwinkel Θ noch den jeweiligen Anstellwinkel α der Raketenlängsachse gegen die Bahntangente ein (Bild 7.21), so kann man den Neigungswinkel der Raketenachse gegen die Horizontale $\psi = \Theta + \alpha$ als *Programmwinkel* bezeichnen, und das Gesetz seiner zeitlichen Änderung:

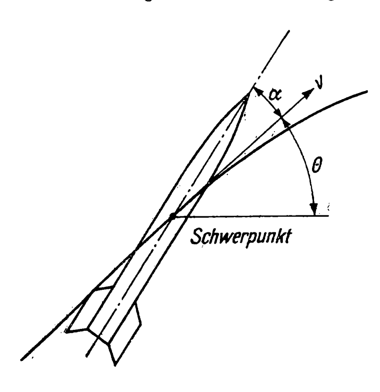


Bild 7.21 Programmwinkel, Bahnwinkel und Anstellwinkel

$$\psi = \Theta + \alpha = f(t)$$

wäre dann das sogenannte *Lenkprogramm*. Ein Beispiel für das Lenkprogramm einer Fernrakete ist die in Bild 7.22 dargestellte Kurve.

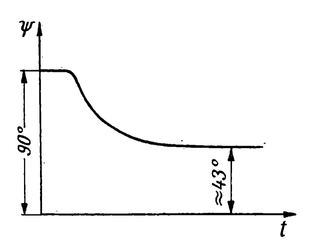


Bild 7.22 Lenkprogramm einer ballistischen Fernrakete

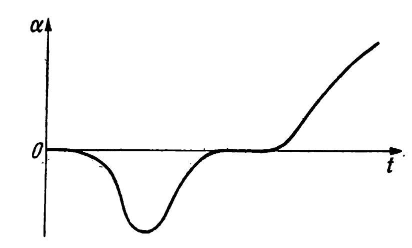


Bild 7.23 Zeitliche Änderung des Anstellwinkels

Die zeitliche Änderung des Anstellwinkels einer Langstreckenrakete zeigt Bild 7.23. Die Form dieser Kurve ist fast völlig durch das Lenkprogramm bestimmt. Solange sich die Rakete programmgemäß vertikal bewegt, ist der Anstellwinkel gleich Null. Beim Umlenkmanöver nimmt der Anstellwinkel zunächst notwendigerweise negative Werte an. Die Größe dieses Wertes hängt dabei wiederum vom Programm ab, das heißt, ist die Krümmung der Umlenkbahn groß, so wird auch der absolute Wert des Anstellwinkels groß. Er übersteigt aber gewöhnlich 2,5 bis 3° nicht. Das Lenkprogramm wird weiterhin so gewählt, daß der Anstellwinkel in dem Augenblick wieder Null wird, in dem der Geschwindigkeitsstaudruck seinen höchsten Wert erreicht. Das ist zur Verminderung aerodynamischer Drehmomente, unter deren übermäßig starker Einwirkung die Rakete zerstört werden könnte, erforderlich. Im weiteren wird der Anstellwinkel positiv und wächst gegen Ende des aktiven Bahnabschnitts schnell an, weil der Programmwinkel ja konstant bleiben soll, der Winkel Θ aber durch die Schwerkraftwirkung kleiner wird. Der aktive Flugbahnabschnitt eines A4 ist in Bild 7.24 und die Abhängigkeit der Geschwindigkeit, der Beschleunigung und des Stirnwiderstands von der Zeit in Bild 7.25 dargestellt.

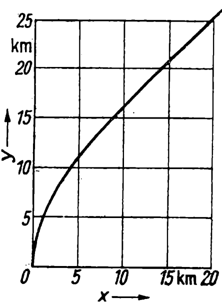


Bild 7.24 Aktiver Bahnabschnitt (Antriebsstrecke) einer ballistischen Fernrakete

Die Zusammenhänge zwischen den Größen v_B, Θ_B, x_B und y_B bei vorgegebener Entfernung des Ziels lassen die Möglichkeit offen, Störungen im Programm-

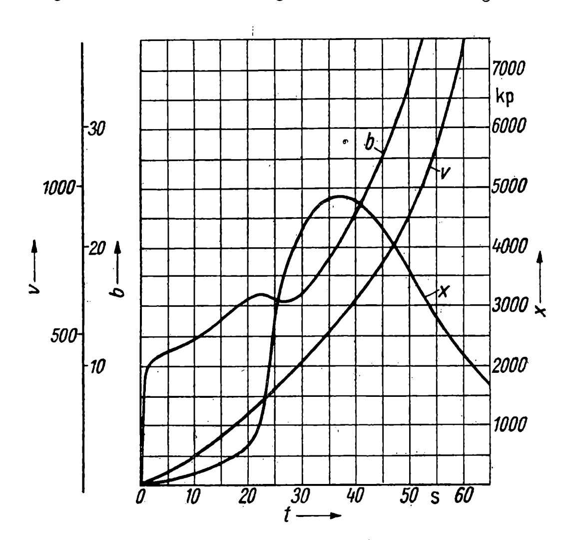


Bild 7.25 Änderungen von Geschwindigkeit, Beschleunigung und Stirnwiderstand beim A4

ablauf einer Größe durch Änderung einer oder mehrerer anderer Größen auszugleichen. Diese Umwertung kann in der Praxis sogar selbsttätig in einer speziellen Rechenautomatik erfolgen. Von besonderer Wichtigkeit ist die Einflußnahme auf den Schub der Rakete. Das kann einmal durch laufende Regelung der Triebwerksleistung oder durch automatische Abschaltung bei Erreichen einer bestimmten Geschwindigkeit geschehen, die mit günstigen Werten von Θ_B, x_B und y_B zusammenfällt. Die für diese Verfahren notwendige laufende Information über Weg, Geschwindigkeit und räumliche Lage der Rakete liefern eingebaute Meßgeräte, deren Eigenschaften und Funktionen im nächsten Abschnitt noch näher betrachtet werden sollen.

Die an den aktiven Bahnabschnitt anschließenden Freiflugbahnen von Fernraketen sind Ellipsenbögen. Bei den Fernraketenbahnen liegt also immer einer der beiden Brennpunkte der Bahnellipse im Massenschwerpunkt der Erde. Um die Frage zu untersuchen, wie man mit Ellipsenbahnen verschiedene Punkte der Erdoberfläche erreichen kann, sei vereinfacht angenommen, daß der Brennschlußpunkt räumlich festliegen soll. Unter dieser Voraussetzung können dann Veränderungen der Bahn einmal durch Änderungen des Bahntangentenwinkels Θ_B und zum anderen durch unterschiedliche Werte von v_B erreicht werden.

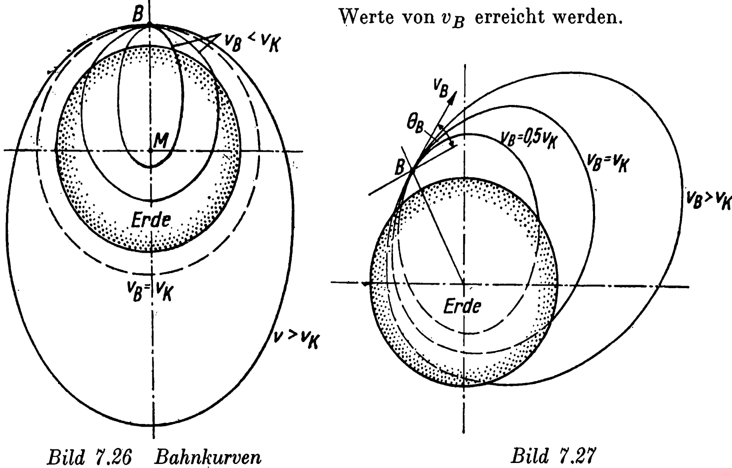


Bild 7.26 Bahnkurven bei einem Abgangswinkel $\Theta = 0°$

Bild 7.27 Bahnkurven bei $\Theta = 30°$

Günstige Vergleichsmöglichkeiten bietet die Gegenüberstellung der Fälle $\Theta_B = 0°$ und $\Theta_B = 30°$ für verschiedene v_B. Wie Bild 7.26 zeigt, wandert im Fall $\Theta_B = 0°$ bei zunehmender Brennschlußgeschwindigkeit der Auftreffpunkt vom Brennschlußfußpunkt fort. Mit Annäherung von v_B an die örtliche Zirkulargeschwindigkeit des Brennschlußpunktes wird die Bahnform immer kreisähnlicher, und bei $v_B = v_K$ ergibt sich eine exakt kreisförmige Umlaufbahn. Wie eine einfache Überlegung zeigt, sind unter dieser Bedingung die dem Brennschlußfußpunkt antipodisch gegenüberliegenden Gebiete der Erdoberfläche mit Fernraketen nicht erreichbar. Dieses Bild verändert sich jedoch, wenn man beispiels-

weise $\Theta_B = 30°$ annimmt und v_B variiert. Die auf *W. Wolff* zurückgehende schematische Darstellung der Flugbahnen in Bild 7.27 zeigt sehr anschaulich, wie das antipodische Gebiet mit Fernraketen erreicht werden kann. Auch in diesem Fall wandert natürlich der Auftreffpunkt mit zunehmendem v_B weiter fort, aber bei $v_B = v_K$ kehrt der Flugkörper diesmal wieder zur Erdoberfläche zurück. Seine Reichweite liegt dabei etwa bei 14000 km. Gelingt es, die Brennschlußgeschwindigkeit über v_K hinaus zu steigern, so werden auch Reichweiten bis zu 20000 km und mehr möglich. In der Praxis wird man sowohl v_B als auch Θ_B entsprechend der gewünschten Flugweite variieren.

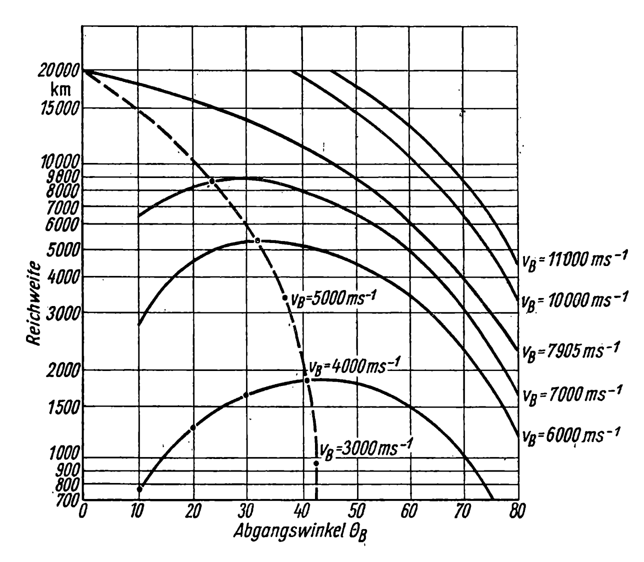


Bild 7.28 Abhängigkeit der Reichweite von Abgangswinkel und Brennschlußgeschwindigkeit

Unter der weiteren Voraussetzung, daß $y_B = 0$ ist, ist in Bild 7.28 (nach *W. Wolff*) der Zusammenhang zwischen Reichweite, Abgangswinkel bei Brennschluß Θ_B und Brennschlußgeschwindigkeit v_B graphisch dargestellt. Auf jeder Geschwindigkeitskurve ist die mit dieser Geschwindigkeit erreichbare größte Reichweite besonders hervorgehoben. Bemerkenswert ist, daß die zu diesen maximalen Reichweiten gehörenden Θ_B grundsätzlich kleiner als 45° sind. Im Geschwindigkeitsbereich von v_B = 4000 m/s bis 7000 m/s sinkt Θ_B von etwa 42° auf rund 24°. Der flache Verlauf der Geschwindigkeitskurven im Bereich der maximalen Reichweiten erbringt den Vorzug, daß kleine Fehler im Abgangswinkel Θ_B kaum Reichweitenfehler verursachen. Bei geringer Toleranz der Brennschlußgeschwindigkeit ist in diesem Fall theoretisch eine gute Treffgenauigkeit gewährleistet. Abgesehen davon, daß es nicht einfach ist, in der Praxis die Triebwerksfunktion genau in dem Augenblick zu unterbrechen, in dem

die bestimmte Bahngeschwindigkeit erreicht ist, versperren noch andere Probleme die Annäherung zwischen Theorie und Praxis der Ballistik von Fernraketen.

So muß unter anderem auch das Rückkehrproblem sowohl für Fernraketen extremer Reichweite als auch für alle aus dem extraterrestrischen Raum zur Erdoberfläche zurückkehrenden astronautischen Flugkörper gelöst werden. Speziell auf die Verhältnisse bei Fernraketen übertragen, ergibt sich etwa folgendes: Zumindest ein Teil des aufsteigenden Gerätes, zumeist die abgetrennte Spitze der letzten Stufe, wird sich am Ende der Freiflugbahn der Erdoberfläche wieder nähern. Die Geschwindigkeit, mit der dieser Körper in die bodennahen Luftschichten eindringt, kann höher als die Brennschlußgeschwindigkeit sein! Die unabwendbare Folge ist eine enorme aerodynamische Aufheizung der Oberfläche des zurückkehrenden Körpers. Die unmittelbar vor dem mit 20000 km/h eindringenden Körper befindliche Luft erfährt nämlich einen Verdichtungsstoß, der sprunghaft Druck und Temperatur der Luft ansteigen läßt. Setzt man voraus, daß keine chemischen und physikalischen Veränderungen in den betroffenen Luftvolumina eintreten, so lassen sich die entsprechenden Druck- und Temperaturwerte rechnerisch ermitteln. In konstruktiver Hinsicht sind dabei die auftretenden Temperaturen von besonderer Bedeutung.

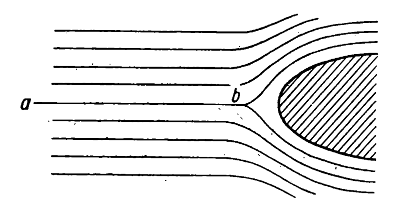


Bild 7.29 Lage des Stromfadens a—b

Für die Theorie ist es gleichgültig, ob der Körper als ruhend und das Medium als bewegt angenommen wird oder umgekehrt. Bei ruhendem Körper soll der Verlauf von Geschwindigkeit und Druck im Stromfaden *a—b* betrachtet werden (Bild 7.29). Für diesen Stromfaden gilt die Energiegleichung

$$\frac{v_b^2}{2} + \frac{\varkappa}{\varkappa - 1}\left(\frac{p}{\varrho}\right)_b = \frac{v_a^2}{2} + \frac{\varkappa}{\varkappa - 1}\left(\frac{p}{\varrho}\right)_a; \tag{7.1}$$

v Strömungsgeschwindigkeit, $\varkappa$ Verhältnis der spezifischen Wärmen, p Druck und ϱ Dichte des Mediums. Unter Berücksichtigung von:

$$\frac{p}{\varrho} = g\,R\,T \tag{7.2}$$

kann Gl. (7.1) auch geschrieben werden:

$$\frac{v_b^2}{2} + \frac{\varkappa}{\varkappa - 1}\,g\,R\,T_b = \frac{v_a^2}{2} + \frac{\varkappa}{\varkappa - 1}\,g\,R\,T_a. \tag{7.3}$$

Berücksichtigt man, daß v_a gleich der mittleren Strömungsgeschwindigkeit v ist und v_b für vollständigen Aufstau gleich Null ist, so ist der Temperaturzuwachs zwischen den Punkten a und b:

$$\Delta T = T_b - T_a = \frac{v_2}{2} \frac{\varkappa - 1}{\varkappa g R} . \tag{7.4}$$

Die Bremstemperatur ist dann, wenn mit T die absolute Temperatur des ungestörten Mediums bezeichnet wird:

$$T_b = T + \frac{\varkappa - 1}{2 g \varkappa R} . \tag{7.5}$$

In Tafel 7.1 sind einige Werte enthalten. Der eingeklammerte Wert weist darauf hin, daß bei sehr hohen Geschwindigkeiten die getroffenen Annahmen nicht mehr zulässig sind.

Tafel 7.1 Druck- und Temperaturanstieg (Δp, ΔT) hinter einem geraden Verdichtungsstoß bei verschiedenen Anströmgeschwindigkeiten
(nach *W. Wolff*)

Anström-geschwindigkeit [m/s]	Δp [kp/cm²]	ΔT [°C]
1000	9,2	465
2000	40,3	1925
3000	92,3	4350
4000	165	7750
7000	(495)	(23800)

Die Oberflächentemperatur am Kopfteil des umströmten Körpers wird natürlich merklich niedriger als die Bremstemperatur T_b im Medium selbst liegen, weil ein Teil der erzeugten Wärmemenge in das Innere des Körpers geleitet wird und ein anderer Teil in die Umgebung abgestrahlt wird. Trotzdem bleibt sie aber so hoch, jedenfalls für die bei Fernraketen üblichen extremen Geschwindigkeiten, daß mit einer thermischen Zerstörung des Wandungsmaterials an den Staustellen der Oberfläche gerechnet werden muß. Die Verhältnisse liegen also ähnlich wie bei den natürlichen Sternschnuppen und Meteoren. Durch besondere konstruktive Maßnahmen versucht man nun, diesem Umstand Rechnung zu tragen. Mit einem Überzug der Spitze des zurückkehrenden Körpers aus hochwarmfestem Material und unter Ausnutzung der Schmelz- und Verdampfungsreserve des Materials der äußeren Oberfläche läßt sich eine übermäßige Erhitzung von den übrigen Teilen des Körpers fernhalten. Nach *W. I. Feodosjew* haben sich als hitzebeständige Überzüge bisher insbesondere Graphit und Quarz bewährt. Zur

Verminderung der aerodynamischen Temperatureinwirkungen auf ein Rückkehrgerät sollte daneben die aerodynamische Formgebung möglichst günstig sein. Bei unvollständigem Aufstau des Gasstroms liegt natürlich die Temperatur des Mediums unter der Temperatur für vollständigen Aufstau. So beträgt für einen optimal umströmten Körper nach *W. I. Feodosjew* die Strömungstemperatur in der Grenzschicht nur 40 bis 70 % der Temperatur bei vollständigem Aufstau. Sind die bisher besprochenen Maßnahmen nicht ausreichend, so wird man die gefährdetsten Stellen der Außenhaut durch zusätzliche Kühlung schützen müssen. Es sind im Prinzip ähnliche Verfahren anwendbar, wie sie schon im Zusammenhang mit der Flüssigkeitskühlung von Brennkammern und Ausströmdüsen erwähnt wurden. So könnte man die Umlauf-, Schleier- und Schwitzkühlung grundsätzlich auch hier einsetzen; allerdings würde dadurch das Masseproblem nicht gerade vorteilhaft beeinflußt werden.

Zusammenfassend kann man sagen, daß die eben angedeuteten Probleme die Herstellung von Fernraketen extremer Reichweite zwar recht erheblich komplizieren, die bisher erzielten Ergebnisse aber entscheidend dazu beitragen, das für astronautische Projekte wichtige Rückkehrproblem zu lösen.

8 Prinzipien der Lenkung von Raketenflugkörpern

8.1 Arten der Lenkung

Da schon im vorangegangenen Abschnitt gelegentlich auch Probleme der Lenkung von Raketenflugkörpern zur Sprache und in einigen besonderen Fällen zur breiteren Darstellung kamen, kann hier manches kürzer gefaßt werden. Um eine gewisse Zuordnung innerhalb des recht vielseitigen Gebietes der Lenkverfahren zu erleichtern und die notwendige Übersicht zu geben, wird zunächst wieder eine Systematik vorangestellt. Sie folgt im wesentlichen, ebenso wie auch manche der weiteren Ausführungen zur Praxis, den sehr detaillierten Betrachtungen von *F. Müller*. Danach lassen sich drei Grundverfahren unterscheiden, um einen lenkbaren Flugkörper auf einer bestimmten Bahn in ein vorgegebenes Ziel zu führen; erstens die eigentliche *Fernlenkung*, zweitens die *Selbstlenkung* und drittens die *Zielsuchlenkung*.

Bei der *Fernlenkung* werden von einem speziellen Lenkstand aus, der räumlich vom Flugkörper getrennt ist, über eine Nachrichtenverbindung (Draht, Funkwellen) Kommandos an den zu lenkenden Körper gegeben. Diese Kommandos werden im Flugkörper an die eingebauten Steuer- und Lenkorgane zur Ausführung weitergegeben. Ein besonderes Charakteristikum dieser Lenkverfahren liegt darin, daß der Lenkkörper während seines Zielanfluges im allgemeinen relativ zum Ziel oder im Raum vom Lenkstand aus geortet werden muß (optische Dekkungsverfahren, Radarortung).

Für alle Verfahren der *Selbstlenkung* gilt die Voraussetzung, daß der zu lenkende Flugkörper während des Zielanfluges keinem besonderen technischen Einfluß von außen unterliegt. Die einzigen äußeren Einflüsse sind die Schwerkraft und der Luftwiderstand. Beide lassen sich aber für den Flugablauf rechnerisch erfassen. Jeder Flugkörper mit Selbstlenkung muß also eine Einrichtung (Steuersystem) enthalten, die seine Bewegung so kontrollieren und beeinflussen kann, daß ein für die Erreichung des Ziels vorgegebenes Bahnprogramm eingehalten wird. Die in der Praxis unvermeidbaren Abweichungen von den entsprechenden Programmwerten (Richtung und Ort in der Bahn) führen dann im Steuersystem automatisch zur Ermittlung der notwendigen Kommandos für die Lenkorgane. Die Selbstlenkung wird darum auch häufig *automatische Lenkung* genannt. Wie schon früher kurz erwähnt, lassen sich gewisse Phasen der Selbstlenkung auch als Stabilisierung bezeichnen.

Auch die Verfahren der *Zielsuchlenkung* müssen als automatische Lenkung bezeichnet werden. Eine Abgrenzung gegenüber den Selbstlenkverfahren kann aber dadurch erfolgen, daß hier die Lenkung unter Einschaltung einer direkten Ortungsverbindung zwischen Flugkörper und Ziel geschieht. Das eingebaute Zielsuchgerät (Radar, Infrarotempfänger) stellt dabei einen Sollwert für die Flugrichtung des Lenkkörpers fest. Abweichungen der tatsächlichen Achsenlage von diesem Sollwert ergeben dann die notwendigen Lenkkommandos.

Zu den vielfältigen Ausführungsmöglichkeiten innerhalb der einzelnen Lenkverfahren-Gruppen soll im einzelnen nicht weiter Stellung genommen werden, weil es sich dabei um spezielle technische Verfahrensfragen handelt, die hier zu weit führen würden. Das bezieht sich insbesondere auf die Gruppen Fernlenkung und Zielsuchlenkung. Außerdem wurde ja auch schon früher auf einige besonders anschauliche Beispiele hingewiesen, so auf die „Leitstrahllenkung auf Vorhaltekurs" und auf die „Hundekurve" (Oerlikon). Neben der Leitstrahllenkung gehören noch Fernkommando-Lenkverfahren über Draht oder Funkverbindung zur eigentlichen Fernlenkung. Einige Raketen haben mit einem eingebauten Radargerät eine sogenannte *aktive* Zielsuchlenkung, weil sowohl Senden als auch Empfangen des Radarstrahls vom Flugkörper erfolgen. Andere besitzen mit einem Infrarot-Zielsuchkopf eine sogenannte *passive* Zielsucheinrichtung. Alle Einrichtungen dieses Typs wirken jeweils nur als Empfänger für eine bestimmte vom angeflogenen Ziel ausgehende Wirkung (Strahlung, Kraftfelder). Im Gegensatz zu den leicht störbaren Radar-Zielsuchgeräten ist eine Abwehr anfliegender Lenkwaffen mit passiver Sucheinrichtung nur sehr schwer möglich. Es bleiben noch die sogenannten *halbaktiven* Verfahren zu erwähnen, bei denen meist ein Radarstrahl vom Boden oder von einem Flugzeug aus auf das Ziel gerichtet wird und die von diesem reflektierte Strahlung in den Empfänger der Lenkwaffe gelangt. Der Aufwand innerhalb des Flugkörpers läßt sich somit gegenüber den aktiven Verfahren erheblich herabsetzen.

Was die Gruppe Selbstlenkung betrifft, so scheint eine etwas eingehendere Behandlung gerechtfertigt, weil sich in ihr ein weiter Bogen von der einfachen Flugstabilisierung bis zur Navigation und Lenkung von astronautischen Flugkörpern spannt. In den nächsten Abschnitten wird daher versucht, einen Einblick in dieses besonders interessante und wichtige Teilgebiet der angewandten Raketentechnik zu geben.

8.2 Stabilisierung und Selbstlenkung

Es wurde schon darauf hingewiesen, daß bestimmte Phasen der Selbstlenkung auch als automatische Stabilisierung des Flugkörpers bezeichnet werden können. Der Begriff Stabilisierung muß daher etwas weiter gefaßt werden. Der von speziellen technischen Hilfseinrichtungen abhängigen automatischen Stabilisierung muß nämlich die aerodynamische Stabilisierung vorangestellt werden. Letztere ist eine Folgeerscheinung der aerodynamischen Eigenschaften des Flugkörpers unter Ausschaltung der Wirkung beweglicher Lenkorgane. Die entsprechenden Zusammenhänge lassen sich daher auch am Problem der Flugstabilisierung ungelenkter Raketen betrachten.

Als *Stabilisierungsmoment* soll das Drehmoment bezeichnet werden, das die aerodynamischen Kräfte, auf den Flugkörperschwerpunkt bezogen, hervorrufen. Ein positives Stabilisierungsmoment hat zur Folge, daß ein etwa vorhandener Anstellwinkel α zwischen Flugrichtung und Flugkörperlängsachse (Bild 8.1) verringert wird. Größe und Richtung des Stabilisierungsmoments lassen sich aus der Lagebeziehung zwischen dem Schwerpunkt S und dem sogenannten *Druckmittelpunkt* D auf der Flugkörperhauptachse herleiten. Dieser Druckmittelpunkt ist der Angriffspunkt der Resultierenden der aerodynamischen

Kräfte auf der Raketenlängsachse. Seine Lage ist somit ausschließlich von den aerodynamischen Eigenschaften des Flugkörpers abhängig. Wie schon in bezug auf das Stabilisierungsmoment angedeutet, ist die gegenseitige Lage von Druckmittelpunkt und Schwerpunkt für die Stabilisierung während des Fluges wesentlich. Liegt der Druckmittelpunkt hinter dem Schwerpunkt (Bild 8.1), so erzeugen

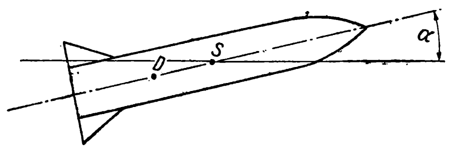


Bild 8.1 Druckmittelpunkt D und Schwerpunkt S, Anstellwinkel α

bei einer Abweichung der Raketenachse von der Flugrichtung die aerodynamischen Kräfte ein Moment, das den Anstellwinkel verkleinert und die ursprüngliche Lage der Achse wiederherstellt. Liegt er jedoch vor dem Schwerpunkt, so wird ein Moment erzeugt, das die Achse noch weiter auszulenken trachtet. Im ersten Fall nennt man die Rakete *flugstabil*, im zweiten bezeichnet man sie als *instabil*. Eine Möglichkeit, den Druckmittelpunkt nach hinten zu verlagern, besteht in der Anbringung von Heckflossen am Flugkörper. Bei einfachen Feuerwerksraketen behilft man sich damit, durch einen über das hintere Ende der Rakete hinausragenden Stock den Druckmittelpunkt günstig zu legen. Eine nichtrotierende Rakete ohne Leitwerk ist also in der Regel instabil im Flug.

Eine allgemeine Aussage über die Flugstabilität einer Rakete läßt sich gewinnen, wenn man das Verhältnis des Abstandes zwischen Druckmittelpunkt und Schwerpunkt zur Gesamtlänge der Rakete betrachtet. Diese gelegentlich auch als *Stabilitätsvorfat* bezeichnete Größe liegt bei Raketen mit Leitwerk zwischen 5 und 15 %. Die Bestimmung der Lage des Schwerpunkts kann nach den bekannten Verfahren geschehen, natürlich unter Berücksichtigung der Lage des im entsprechenden Augenblick in der Rakete befindlichen Treibstoffs. Die Lage des Druckmittelpunkts kann aus Windkanalversuchen bestimmt werden. Das Verfahren besteht beispielsweise darin, daß man den Aufhängungspunkt des Versuchsmodells so auswählt, daß auf das Modell in der Windkanalströmung kein aerodynamisches Moment mehr wirkt.

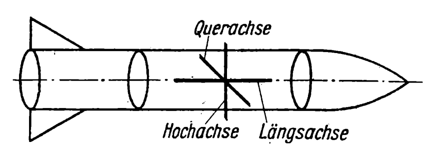


Bild 8.2 Achsen des Raketenkörpers

Neben dem Stabilisierungsmoment spielen auch noch *Dämpfungsmomente* bei der Flugstabilität von Raketen eine Rolle. Die Auslenkungen eines Raketenkörpers aus der Flugrichtung können um drei zueinander senkrechte Achsen erfolgen (Bild 8.2), die hier als Längs-, Hoch- und Querachse bezeichnet

werden sollen. Analog sind also auch drei Stabilisierungsmomente zu betrachten, und zwar je eines für jede Achse. Damit ergeben sich dann insgesamt drei Dämpfungsmomente, wiederum für jede Achse ein Dämpfungsmoment. Die Dämpfungsmomente sind Größen, die von der Winkelgeschwindigkeit der Auslenkung um ihre Bezugsachse abhängig sind. Sie sind nach der der Drehung entgegengesetzten Seite gerichtet und in erster Näherung der Winkelgeschwindigkeit proportional. Es lassen sich *äußere* und *innere* Dämpfungsmomente unterscheiden. Erstere sind eine Folge des Luftwiderstandes gegenüber der Raketendrehung. Die inneren Dämpfungsmomente sind dagegen auf Coriolisbeschleunigungen zurückzuführen, die sich durch die Bewegung des Treibstoffs in Behältern und Rohrleitungen der Rakete ergeben, wenn diese sich um die genannten Achsen dreht. Eine solche Coriolisbeschleunigung wird auch durch den Gasstrom, der durch Brennkammer und Ausströmdüse strömt, verursacht. Das Dämpfungsmoment einer mit Leitwerk ausgestatteten Rakete beträgt etwa 10 % des Stabilisierungsmoments. Davon entfällt der größte Teil auf das Dämpfungsmoment der aerodynamischen Kräfte und nur ein kleiner Teil auf das innere Moment. Darum kann bei der Berechnung einer Raketenbahn in den dichteren atmosphärischen Schichten das durch die inneren Kräfte erzeugte Dämpfungsmoment vernachlässigt werden. Nur beim Raketenflug außerhalb der Erdatmosphäre, wo aerodynamische Kräfte fehlen, erhält das innere Dämpfungsmoment eine gewisse Bedeutung.

Eine Rakete mit positivem Stabilitätsvorrat wird, wenn sich ein unerwünschter Anstellwinkel ergeben hat, durch die aerodynamischen Kräfte wieder in die Ausgangslage gedreht. Wird der Anstellwinkel Null, so wird auch das Stabilisierungsmoment Null. Weil aber die Rakete durch ihre Massenträgheit die einmal angenommene Winkelgeschwindigkeit der Rückdrehung zunächst beibehält, setzt sich diese Bewegung über die Ausgangslage hinaus fort. Es ergibt sich dann ein Anstellwinkel mit entgegengesetztem Vorzeichen, und es entstehen so Winkelschwingungen des Flugkörpers um die drei Achsen, die auf Grund der

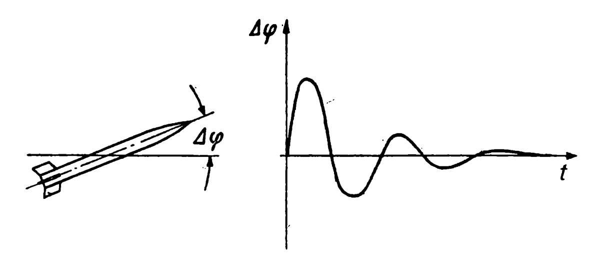


Bild 8.3 Abklingende Schwingungen

wirksamen Dämpfungsmomente abklingende Schwingungen sind (Bild 8.3). Ihre Frequenz ist vom Stabilisitätsvorrat und vom Trägheitsmoment des Flugkörpers abhängig. Eine übermäßige Vergrößerung des Stabilitätsvorrats kann aber auch zu negativen Ergebnissen führen. So wird eine gelenkte Rakete bei übergroßem Stabilitätsvorrat sehr schwer lenkbar, und eine ungelenkte Rakete zeigt als Kampfrakete unerwünscht große Streuungen. Bei einigen Raketenwaffen, beispielsweise

bei den geflügelten, können auch langperiodische Schwingungen auftreten. Weil aber meist die Frequenz größer ist als die Brennzeit des Triebwerks, können sie nur sehr schlecht in Betracht gezogen werden.

Die Aufgabe der Stabilisierung beim Raketenflug besteht somit allgemein darin, alle auftretenden Pendel- (Gier-), Stampf- und Rollschwingungen des Flugkörpers einzudämmen und sie möglichst schnell zum Abklingen zu bringen. In der Praxis läßt sich dieses Ziel durch Anwendung verschiedener Verfahren und deren eventuelle Kombination meist in guter Näherung erreichen. Das einfachste Verfahren wurde schon mehrfach andeutungsweise erwähnt. Es besteht in einer aerodynamischen Stabilisierung durch starre Heckflossen am Flugkörper. Man findet es bei sehr vielen ungelenkten Raketen angewandt. Ein anderes Verfahren zur Stabilisierung ungelenkter Raketen liegt in der Erzeugung einer Eigenrotation des Flugkörpers um seine Längsachse. Diese Drallstabilisierung macht aber zusätzliche Konstruktionen (Dralldüsen) für das Triebwerk notwendig. Große Raketen können nach dieser Methode überhaupt nicht stabilisiert werden, weil es bei wirksamen Umdrehungsgeschwindigkeiten sehr schwierig wird, die Festigkeit eines großen Raketenkörpers zu gewährleisten. Außerdem wird die Aufgabe, eine derartige Großrakete noch zusätzlich zu lenken, fast unerfüllbar. Für letztere kommt daher allein das wesentlich bessere, aber auch viel kompliziertere Verfahren der automatischen Stabilisierung durch gesteuerte Luft- und Strahlruder oder schwenkbare Brennkammer in Frage. Eine Kombination dieser Methode mit einer zusätzlichen aerodynamischen Stabilisierung durch Heckflossen hat bekanntlich weite Verbreitung gefunden. Da der Einbau einer automatischen Stabilisierung gleichzeitig aber auch eine allgemeine Beeinflussung der Raketenbewegung nach einem vorgegebenen Programm gestattet, kommt diesem Verfahren höchste Bedeutung zu. Im weiteren soll daher näher auf die entsprechenden Grundlagen eingegangen werden.

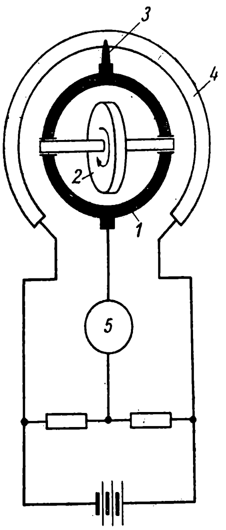


Bild 8.4 Schema einer einfachen Kurssteuerung

Das technische Grundprinzip einer einfachen Selbstlenkung läßt sich vielleicht am bequemsten an Hand der bekannten automatischen Kurssteuerung (Bild 8.4) erläutern. Kernstück aller Steuerungsorgane für Lenkvorgänge sind kardanisch aufgehängte, schnellrotierende Kreisel. Im einfachsten Fall trägt der horizontale Aufhängering *1* eines Kurskreisels *2* einen Potentiometerschleifer *3*, der auf einem Potentiometer *4* läuft. Dieser Potentiometerschleifring ist starr mit dem Flugkörper verbunden. Wenn sich der Flugkörper etwas um seine Hochachse dreht, also eine Kursabweichung einleitet, so wird auch der Schleifring mitgedreht. Der Potentiometerschleifer behält jedoch seine ursprüngliche Richtung im Raum bei, weil bekanntlich die Rotationsachse eines schnell umlaufenden Kreisels ihre Lage im Raum beizubehalten trachtet. Die sich dadurch ergebende Verschiebung des Potentiometerschleifers gegenüber dem Schleifring bewirkt über einen Stellmotor *5* die zur Kurskorrektur notwendige Betätigung der Lenkorgane.

In der Praxis ist eine so einfache Kurssteuerung nur bedingt brauchbar, weil sie leicht zu Regelschwingungen neigt. Wie aber aus der Regelungstechnik bekannt ist, lassen sich durch Einbau zusätzlicher Einrichtungen in Form von mechanischen, gyroskopischen oder elektrischen Dämpfungsgliedern diese nachteiligen Erscheinungen verhindern. Die für die Betätigung der Lenkorgane (Ruder) entwickelten Rudermaschinen sind meist mit elektro-hydraulischen Stellmotoren ausgerüstet. Soll auch eine automatische Lenkung um die Querachse erfolgen, so läßt sich das durch analogen Aufbau eines weiteren Steuerorgans unter Verwendung eines zweiten Kreisels erreichen. Die Rotationsachse dieses zweiten Kreisels muß dabei senkrecht zur Querachse des zu lenkenden Flugköpers verlaufen. Für eine vollständige Stabilisierung um alle drei Achsen des Flugkörpers fehlt also nur noch die Stabilisierung der Längsachse. Sie kann unter anderem einfach dadurch erreicht werden, daß man beispielsweise den äußeren Halterahmen der kardanischen Aufhängung des Kurskreisels mit einem weiteren Potentiometer ausrüstet, dessen Schleifring fest mit der Rahmenachse gekoppelt ist. So erhält man die bekannte automatische Dreiachsensteuerung, in der Luftfahrt auch *Autopilot* genannt. In einer zweckentsprechenden Abwandlung fand ein derartiges Steuersystem auch schon in der Raketenpraxis Verwendung, und zwar im A4. Um die eben angestellten schematisierten Betrachtungen etwas anschaulicher zu ergänzen, wird darum im folgenden Abschnitt näher auf diese „klassische" Steuerautomatik der ersten Flüssigkeitsgroßrakete eingegangen. Darüber hinaus bleibt festzustellen, daß in ihr auch einige Grundlagen für die Entwicklung spezieller moderner Selbstlenkverfahren (Trägheitsnavigation) zu finden sind. Zur Erleichterung des Verständnisses für die letzteren ist darum eine Darstellung der A4-Steuerung durchaus gerechtfertigt.

8.3 Älteres Ausführungsbeispiel für die automatische Stabilisierung und Lenkung einer Fernrakete

Wie schon am Ende des vorigen Abschnitts angedeutet, bestand die normale A4-Steuerung aus einer automatischen Dreiachsensteuerung zuzüglich eines speziellen Programmschaltwerks, das die durch das Programm gegebene Drehung der Rakete um ihre Querachse veranlaßte. Es wurde schon früher darauf hingewiesen, daß als Lenkorgane vier Luftruder an den Hinterkanten der Heckflossen und außerdem vier Strahlruder aus Graphit vor der Düsenmündung angebracht waren. Zur Orientierung über die Achsen des Flugkörpers sowie die Lenkorgane wird auf Bild 8.5 verwiesen. Dabei können die für die Luftruder angegebenen Bezeichnungen *I* bis *IV* sinngemäß jeweils auch auf die entsprechenden Strahlruder übertragen werden. Die für das exakte Zusammenspiel von wechselseitig zugehörigen Raketenachsen, Kreiselachsen und Lenkorganen notwendigen Voraussetzungen wurden bei den Startvorbereitungen stets nach dem gleichen Modus geschaffen. Zu diesem Zweck erfolgte die Aufstellung des Raketenkörpers auf der Startplattform stets unter strenger Ausrichtung der Heckflosse *I* in die vorgesehene Flugrichtung. Damit waren dann *A*-, *D*- und *E*-Achse im Flugkörper vorgegeben, und die Steuerkreisel konnten unter Bezug auf diese Achsen eingebaut werden.

Die Lenkung der Rakete um die *D*-Achse erfolgte während des Aufstiegs durch gleichsinnige Verstellung der Höhenruder *II* und *IV*. Diese wurden unter

Zwischenschaltung eines elektrischen Dämpfungsgliedes und eines Gleichstromverstärkers von dem kardanisch aufgehängten *Horizontalkreisel* gesteuert, dessen äußerer Rahmen mit dem Schleifer eines Doppelpotentiometers verbunden war

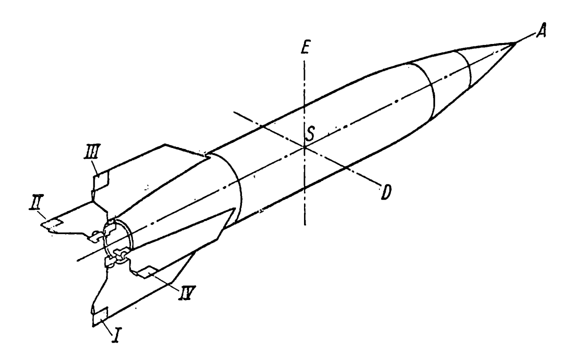


Bild 8.5 Achsen und Anordnung der Ruder beim A4

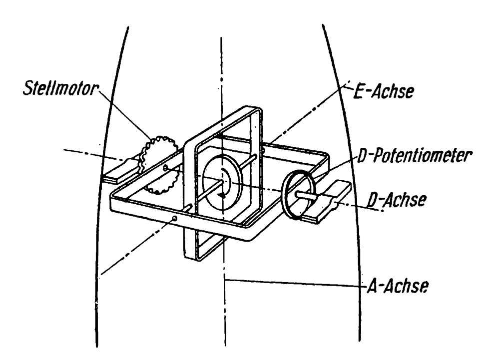


Bild 8.6 Schema des „Horizont"

(Bild 8.6). Die in Bild 8.6 gezeigte Anordnung ist allerdings nur ein sehr einfaches Schema des Kreiselsystems. Ein tieferer Einblick in seinen komplizierten Aufbau kann durch Bild 8.7 vermittelt werden. Es zeigt den Kreiselrotor *1* als Anker eines Asynchronmotors für 500 Hz Wechselstrom ausgebildet. Der Rotor wird einige Minuten vor dem Start in Umdrehung versetzt und orientiert sich mit seiner Rotationsachse automatisch in der feststehenden, ausgerichteten Rakete unter Verwendung einer angebauten Hilfsvorrichtung.

Weicht in der hier gezeigten Systemorientierung die A-Achse des Kreiselsystems von der Vertikalen ab, so wird ein Kontakt durch ein kleines Pendel *2* geschlossen. Dadurch wird ein Elektromagnet *3* betätigt, der ein Drehmoment um die A-Achse erzeugt und somit zu einer Präzessionsbewegung der Kreiselachse um die D-Achse Anlaß gibt. Diese Präzession hält so lange an, bis das Moment um die

A-Achse wieder Null wird, d. h. der Kontakt des Pendels sich wieder löst. Bei entgegengesetzter Abweichung der A-Achse wird analog dazu ein Moment mit entgegengesetztem Vorzeichen erhalten. Die Orientierung der Kreiselachse in bezug auf den Rahmen *4* erfolgt mit einer ähnlichen Einrichtung. Dreht sich das Kreiselgehäuse um die A-Achse, so werden auf dem Ring *5* Kontakte hergestellt,

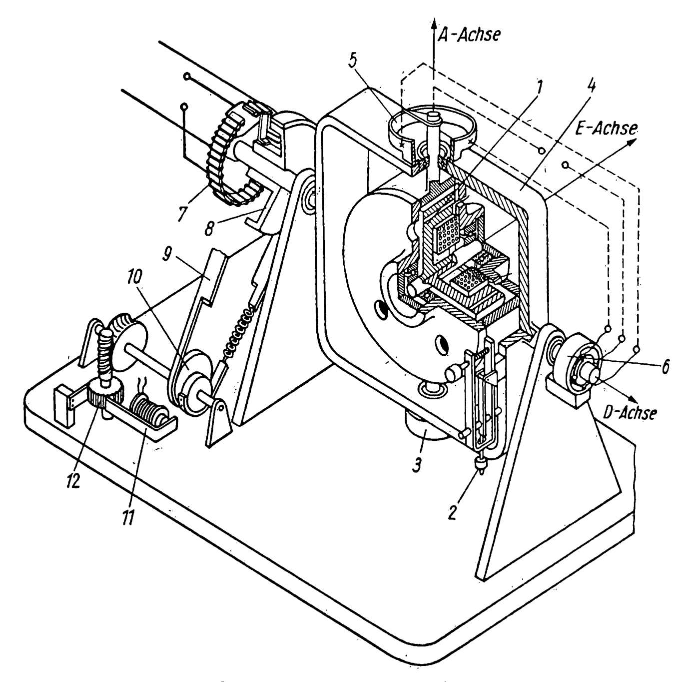


Bild 8.7 „Horizont" der A4-Steuerung

die zu einer Betätigung des Elektromagneten *6* führen. Dieser dreht den Rahmen *4* um die D-Achse und veranlaßt somit eine Präzessionsbewegung um die A-Achse, die so lange anhält, bis die gewünschte Orientierung der Kreiselachse wiederhergestellt ist. Diese Korrekturanlage des Kreiselsystems arbeitet nur bis zum Abheben der Rakete von der Startplattform, weil während des Fluges die Achse des unkorrigierten Kreisels nicht merklich von der verlangten Richtung abweichen kann.

Weicht die Rakete während des gelenkten Fluges von der verlangten Richtung in der Schußebene ab, so dreht sich das mit der Scheibe *8* und damit mit dem Raketenkörper fest verbundene Doppelpotentiometer *7* zusammen mit der Rakete um den raumfesten Kreisel. Es ergibt sich ein elektrisches Signal, das nach Durchlaufen eines Verstärker- und Umformersystems zu den Rudermaschinen gelangt. Die Drehung der Höhenruder *II* und *IV* bringt schließlich den Raketenkörper in die gewünschte Lage innerhalb der Flugbahnebene.

Bei vertikalen Aufstiegen wird diese gewünschte Lage identisch mit vertikaler Richtung der Längsachse des Raketenkörpers sein. Bei Fernraketen wird jedoch das vorgegebene Programm der zeitabhängigen Auslenkung aus der Vertikalen zu berücksichtigen sein. Aus diesem Grund wurde bei den V2-Raketen das Horizontkreiselsystem mit einer speziellen Programmsteuerung gekoppelt, die in ihrem Funktionsprinzip recht einfach war. Dreht man während des Aufstiegs durch irgendeinen Mechanismus das Potentiometer *7* um einen bestimmten Winkel in bezug auf seine alte Lage zum Raketenkörper, so werden sich die Ruder offensichtlich derart verhalten, als würde die Rakete selbst um diesen Winkel abweichen. Mit anderen Worten, das Korrekturbestreben der Ruder führt die Rakete aus ihrer alten Richtung heraus. Wird das Potentiometer also nach einem bestimmten, zeitabhängigen Programm gedreht, so dreht sich auch die Rakete nach diesem Programm in der Schußebene. Bei den V2-Raketen bildeten das Potentiometer *7* und die Scheibe *8* ein starres Ganzes. Um die Scheibe griff ein dünner Metallstreifen *9* herum, der mit einem entsprechend dem zu erteilenden Programm profilierten Exzenter *10* verbunden war. Der Exzenter wurde über ein Schneckengetriebe durch einen Elektromagneten mit dem Anker *11* angetrieben. Jeder Stromimpuls auf den Elektromagneten bewirkte ein schrittweises Weiterschalten des Sperrades *12*. Die Drehgeschwindigkeit des Rades *12* und damit natürlich auch die Zeitfunktion des Programmablaufs sind also von der Frequenz der dem Elektromagneten erteilten Impulse abhängig.

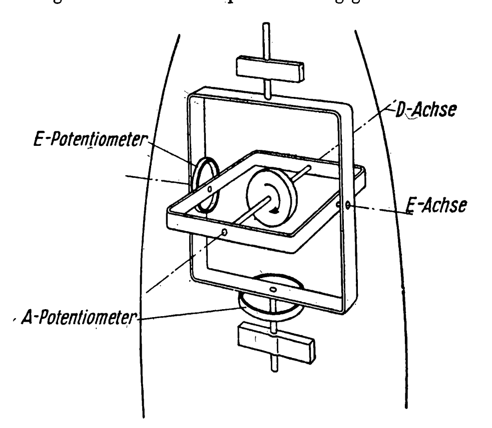


Bild 8.8 Schema des „Vertikant“

Die als reine Stabilisierung aufzufassende Lenkung einer V2-Rakete um die *E*-bzw. *A*-Achse wurde unter Verwendung eines zweiten Kreiselsystems, *Vertikant* genannt, erreicht. Weil dessen Kreiselachse senkrecht zur Flugbahnebene lag, und zwar in der Tangentialebene an die Flugbahn, reagierte dieses Gerät nur auf Kursabweichungen und Drallbewegungen des Flugkörpers (Bild 8.8). Der Aufbau des „Vertikant“ (Bild 8.9) war auch in seinen Details identisch mit dem Aufbau des „Horizont“, natürlich mit Ausnahme des hier fehlenden Programmgeräts. Auch die Korrekturen des Vertikant-Systems bis zum Augenblick des Abhebens

der Rakete erfolgten nach dem gleichen Verfahren. Nach dem Start wurden die von dem E-Potentiometer gelieferten Signale wiederum über Dämpfungs- und Verstärkereinrichtungen den Rudermaschinen der Seitenruder *I* und *III* zugeleitet, wodurch sich dann die gewünschte Kursstabilisierung ergab. Die

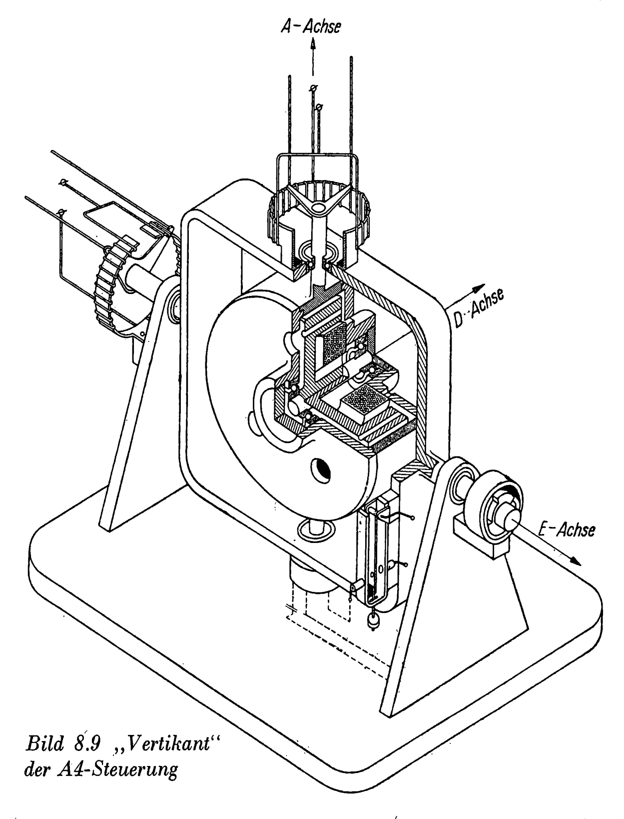


Bild 8.9 „Vertikant" der A4-Steuerung

Stabilisierung gegen Drallbewegungen des Raketenkörpers wurde recht einfach durch das Einschalten eines weiteren Potentiometers zwischen dem Kardanrahmen und einem Zapfen des Kreiselgehäuses ermöglicht. Die Steuerspannungen dieses A-Potentiometers bewirkten über Zwischenglieder eine gegensinnige Verstellung der Seitenruder und damit ein Gegenmoment zur eingetretenen Drallbewegung.

Zur allgemeinen Übersicht ist ein vereinfachtes Schema des Weges Kreisel — Ruder für das Beispiel eines Höhenruders in Bild 8.10 dargestellt. Da in den V2-Raketen aber immer nur eine Rudermaschine jeweils ein Ruder bewegte, mußten insgesamt vier Rudermaschinen im Heck der Rakete untergebracht werden. Den Aufbau einer Rudermaschine, auch *Druckstückantrieb* genannt, zeigt Bild 8.11. Zwei von einem Elektromotor *1* angetriebene Zahnradpumpen *2*

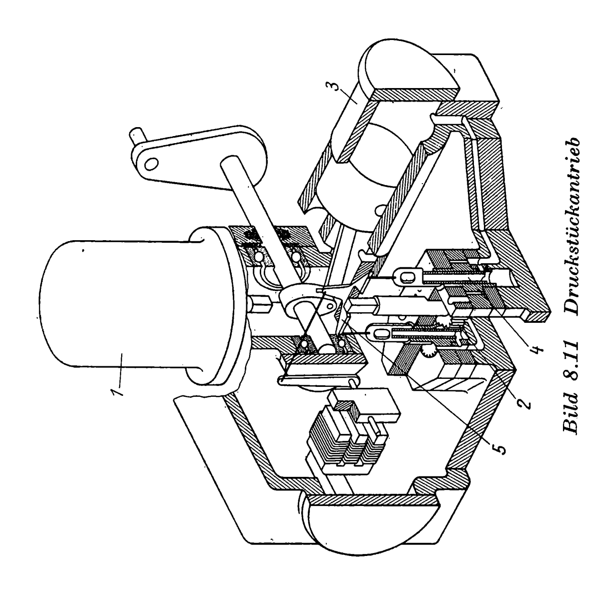


Bild 8.11 Druckstückantrieb

Bild 8.10 Schema des Übertragungsweges Kreisel—Ruder beim A4

1 Kreisel; 2 Dämpfungsglied; 3 Verstärker; 4 Rudermaschine; 5 Ruder

fördern Drucköl in den Arbeitszylinder *3*. Die Zuleitung des Ölstroms auf die verschiedenen Seiten des Öldruckkolbens *4* wird durch einen elektrisch gesteuerten Wechselschieber *5* erzielt; die entsprechenden Steuersignale kommen über die erwähnten Zwischenanlagen (generell unter dem Begriff *Mischgerät* zusammengefaßt) vom zugehörigen Kreisel.

Bei der bisher geschilderten Verfahrensweise der einfachen Dreiachsenstabilisierung und Programmsteuerung ist jedoch eine sehr wesentliche Fehlermöglichkeit, die zu einer starken Seitenstreuung am Zielort der Fernrakete führen kann, noch nicht erfaßt. Die dargestellten Einrichtungen vermögen zwar die jeweilige Lage des Flugkörpers zu korrigieren, aber durch äußere Kräfte (z. B. Luftströmungen) eingetretene örtliche Versetzungen (Driften) aus der Soll-Bahn vermögen sie weder zu erfassen noch auszugleichen. Diese komplizierte zusätzliche Aufgabe kann allerdings gegenwärtig durch die Verfahren der Trägheitsnavigation (Abschn. 8.4) gelöst werden. Bei den V2-Raketen behalf man sich zunächst mit einer zusätzlichen Seitenlenkung nach dem Leitstrahl-Verfahren. Die erzielten Ergebnisse waren jedoch wenig befriedigend, so daß nur ein kleiner Prozentsatz der eingesetzten Raketen nach diesem kombinierten Verfahren gelenkt wurde. Dabei wurde von einem 12 km hinter dem Startort der V2 aufgestellten Leitsender über zwei horizontale Dipole (200 m Abstand) eine Leitebene durch Start- und Zielort gelegt. Die ausgesandte UKW-Strahlung wurde über Antennenstäbe in Flosse *II* und *IV* von dem im Kopfteil der V2 untergebrachten Leitebenenempfänger aufgenommen und gleichfalls dem Mischgerät zur Auswertung zugeführt. Die Seitenruder *I* und *III* erhielten auf diesem Wege also zusätzliche Kommandos.

Das Einhalten der gewünschten Flugweite einer Fernrakete ist, wie früher gezeigt wurde, nicht nur vom Abgangswinkel bei Brennschluß abhängig, sondern auch in entscheidendem Maße von der Brennschlußgeschwindigkeit. Daher kommt der präzisen Abschaltung des Triebwerks in dem Augenblick, in dem die Rakete die richtige Geschwindigkeit hat, die allergrößte Bedeutung zu. Man legt aus diesem Grund Fernraketen stets so aus, daß die erforderliche Brennschlußgeschwindigkeit schon erreicht wird, ehe der Treibstoff restlos verbraucht ist. Es ist also notwendig, dem Triebwerk im richtigen Moment ein „Brennschlußkommando" zu erteilen. Im Prinzip kann dieses Kommando sowohl über Funk von der Bodenstation als auch durch eine eingebaute Automatik erfolgen. In beiden Fällen besteht die Hauptaufgabe in einer genauen Messung der Raketengeschwindigkeit. Es wird darauf hingewiesen, daß aus mannigfaltigen technischen Gründen ein schlagartiges Abschalten großer Triebwerke praktisch kaum möglich ist, zumindest nicht aus der Vollschubphase. Zur Verminderung dieser Schwierigkeit führte man bei den V2-Raketen eine stark schubreduzierende Abschaltvorstufe ein, die zeitlich kurz vor dem „Haupt-Brennschlußkommando" lag.

Zur Messung der Fluggeschwindigkeit gibt es verschiedene Möglichkeiten. Das bei den V2-Raketen zuerst angewandte Verfahren beruhte auf einer Ausnutzung des Doppler-Effekts bei radiofrequenter Strahlung (nach *Stäblein* und *Wolmann*) unter Verwendung einer von einer Bodenanlage ausgestrahlten Hochfrequenzschwingung. Später ermittelte man die Geschwindigkeit direkt an Bord der Rakete durch automatische Integration der Beschleunigung über die Zeit. Hierbei wurde das Brennschlußkommando unmittelbar vom Integrationsgerät gegeben. Die Rakete wurde damit unabhängig von einer zusätzlichen Funkverbindung

Boden—Flugkörper, bei der ja die Möglichkeit eines störenden Eingriffs durch gegnerische Störsender gegeben war. Als Beschleunigungsintegrator wurde anfangs ein rein mechanisch arbeitendes Gerät eingesetzt, bei dem die durch Beschleunigungskräfte erzeugte Präzession eines Kreisels zur Messung benutzt wurde. Die Ausführung des Geräts ist in Bild 8.12 gezeigt. Später ging man zu einem elektrisch arbeitenden Integrationsgerät über.

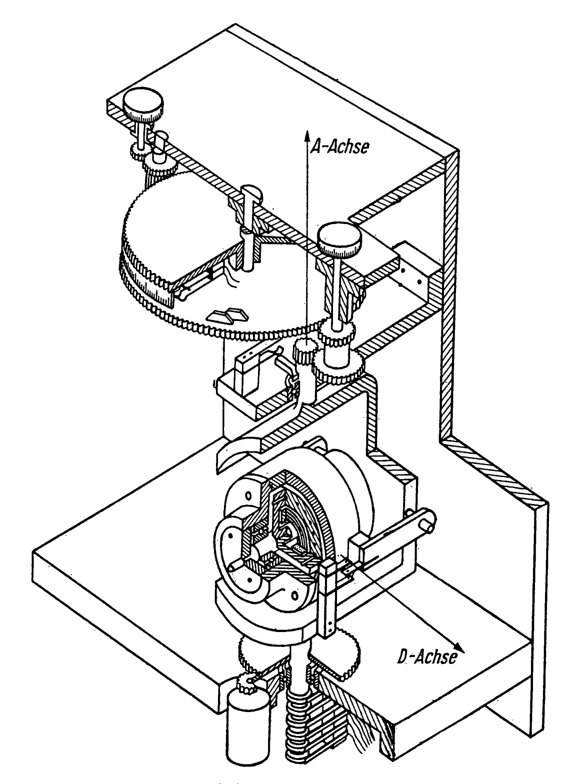


Bild 8.12 Kreiselintegrator

Bekanntlich genügt es für die präzise Einhaltung einer vorgegebenen Reichweite jedoch nicht, nur bei einer bestimmten Fluggeschwindigkeit das Triebwerk abzuschalten, vielmehr muß dieser Vorgang möglichst auch an einem passenden Ort in der Bahn geschehen. Gewisse unvermeidbare Unregelmäßigkeiten in der Arbeit des Triebwerks geben in der Praxis meist Anlaß zu Abweichungen von der theoretischen Forderung über Brennschlußgeschwindigkeit—Brennschlußort. Die vollständige Lenkungsaufgabe kompliziert sich also weiter dahin, daß neben der automatischen Ermittlung der Fluggeschwindigkeit auch noch diejenige des vom Flugkörper in seiner Bahn zurückgelegten Weges möglich gemacht werden muß.

Verfahren zur Bestimmung des zurückgelegten Weges waren auch schon für die A4-Automatik in Entwicklung. Er kann durch doppelte Integration der Beschleunigung über die Zeit ermittelt werden. Das mit den genannten Aufgaben in engstem Zusammenhang stehende Problem der vollständigen Flugbahnvermessung, und zwar automatisch innerhalb des Flugkörpers, führte schließlich zur modernen Trägheitsnavigation für selbstgelenkte Flugkörper.

8.4 Moderne Selbstlenkverfahren

Das Kernstück moderner Selbstlenkanlagen für Fernraketen und unbemannte Flugkörper mit Luftstrahltriebwerk wird meist von komplizierten und mit ziemlichem Aufwand verbundenen Einrichtungen gebildet, die unter der Bezeichnung *Trägheitsnavigationssystem* zusammengefaßt werden. Die physikalischen Grundlagen dieser *Navigation im freien Raum* liegen in der meßtechnischen Anwendung des Trägheitsprinzips nach *Newton*. Empfindliche Beschleunigungsmesser haben dabei die im bewegten Flugkörper auftretenden Beschleunigungen nach vorgegebener Orientierung zu bestimmen, und Hilfsgeräte haben daraus Geschwindigkeit und Ort des Körpers festzulegen. Aus der Beschleunigung werden die Geschwindigkeit durch einfache und der Weg durch doppelte Integration nach der Zeit gewonnen. Diese Integrationen bilden sozusagen das mathematische Grundelement der Trägheitsnavigation.

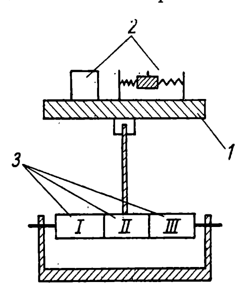


Bild 8.13 Schema einer kreiselstabilisierten Plattform

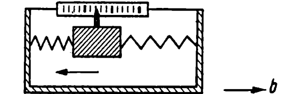


Bild 8.14 Schema eines einfachen Beschleunigungsmessers

Das meßtechnische Grundelement der Trägheitsnavigationssysteme ist die *kreiselstabilisierte Plattform*. Diese Plattform *1* ist der Träger der Beschleunigungsmesser *2* (Bild 8.13), die man sich im einfachsten Fall als eine von Spiralfedern gehaltene Meßmasse vorstellen kann (Bild 8.14). Mit zwei derartigen Beschleunigungsmessern, deren „empfindliche Achsen" senkrecht zueinander angeordnet werden, läßt sich jede beliebig gerichtete Beschleunigung messen, sofern sie in der durch die beiden Meßgeräteachsen bestimmten Ebene wirkt. Bei einem dreidimensionalen Flugweg muß natürlich noch die Beschleunigung senkrecht zu dieser Ebene ermittelt werden. Die Plattform mit den darauf exakt ausgerichteten Beschleunigungsmessern ist ihrerseits wieder in einer kardanischen Aufhängung gelagert und wird dabei in ihrer Lage durch Kreisel *3* (Bild 8.13) stabilisiert. Für eine exakte Bahnbestimmung ist es nämlich unbedingt notwendig, daß die Beschleunigungsmesser bezüglich aller Achsen eines vorgegebenen Koordinatensystems in stabiler Lage bleiben. Eine wichtige Bezugsgröße ist dabei die durch die Richtung der Fallbeschleunigung g definierte örtliche Vertikale. Das einfache

Kippen der Plattform gegen die Horizontale würde beispielsweise für einen parallel zur Plattform liegenden Beschleunigungsmesser zur Anzeige einer Beschleunigungskomponente führen, die von den Auswertungsgeräten als seitliche Bewegung der Plattform interpretiert würde, obwohl von einer seitlichen Bewegung keine Rede sein kann.

Auch bei den im Stabilisierungselement der Plattform verwendeten Kreiseln macht man wieder von ihrer Grundeigenschaft Gebrauch, die ursprüngliche Richtung ihrer Rotationsachsen im Raum beibehalten zu wollen. Bei der dreiachsigen Dreikreisel-Plattform (nach *Abbott*) besitzt jedes Kreiselsystem nur eine freie Achse senkrecht zur Rotationsachse (Bild 8.15). Die Achse, um die das betreffende Kreiselsystem stabilisierend wirken soll, steht unter diesen Umständen senkrecht auf den zuvor erwähnten Achsen. Die Anordnung der drei Kreisel im Stabilisierungselement wird natürlich so getroffen, daß die von ihnen zu stabilisierenden Achsen ein orthogonales System bilden. Wirkt auf eine dieser stabilisierten Achsen ein Drehmoment, so führt dies zu einer Präzessionsbewegung des betreffenden Kreisels um die freie Achse. Aus der Präzessionsbewegung kann dann das Steuersignal für die Stellmotore der kardanischen Aufhängevorrichtung hergeleitet werden. Das auf diesem Weg durch die Stellmotore bewirkte Gegenmoment sorgt dafür, daß Stabilisierungselement und Meßplattform in der gewünschten Lage gehalten werden.

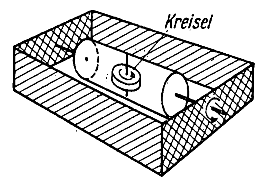


Bild 8.15 Schema eines Stabilisierungskreisels

Da nun aber die Kreisel ihre Achsenrichtungen in einem raumfesten Koordinatensystem beibehalten, die Plattform jedoch zweckmäßigerweise stets senkrecht zur örtlichen Vertikalen orientiert sein soll, muß für einen zusätzlichen Korrekturmechanismus gesorgt werden. Von diesem wäre die durch Erdkrümmung und Erdrotation notwendig werdende Verdrehung des schwerkraftgerichteten gegen das raumfeste Koordinatensystem zu bestimmen und auf die Lagerung der

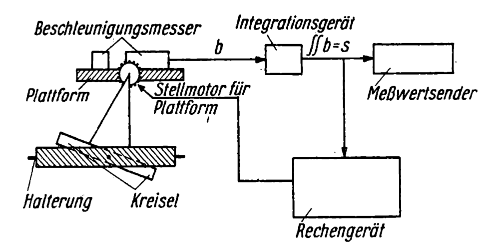


Bild 8.16 Einachsige Plattform

Plattform zu übertragen. Die sich aus der Erdkrümmung ergebenden Winkeländerungen zwischen Plattform und Raumkoordinaten lassen sich aus Erdradius, Flughöhe und durchlaufener Wegstrecke ermitteln. Die dafür notwendige Rechenarbeit wird von einem eingebauten elektronischen Rechengerät geleistet.

Die von letzterem abgeleiteten Korrektursignale werden auf besondere Stellmotore übertragen, die eine Drehung der Plattform gegen das Stabilisierungselement veranlassen. Ähnlich ist der Vorgang zur Berücksichtigung der Erdrotation, nur wird hier das Korrektursignal aus der geographischen Breite des momentanen Flugkörperstandortes und der verstrichenen Flugzeit hergeleitet. Die Genauigkeitsanforderungen sind verständlicherweise bei allen praktischen Anwendungen der Trägheitsnavigation außerordentlich hoch, so daß beispielsweise auch der Einfluß der Erdabplattung und der Corioliskräfte nicht vernachlässigt werden darf. Der Aufwand an bordeigenen elektronischen Rechenanlagen wird damit recht erheblich. Ein stark vereinfachtes Schema für eine einachsige Trägheitsnavigationsanlage ist in Bild 8.16 wiedergegeben. Es zeigt besonders die Aufschaltung der Korrektursignale aus einem Rechengerät, das aus der Wegbestimmung den momentanen Standort des Flugkörpers festzustellen hat.

Wie aus dem bisher Gesagten ersichtlich geworden sein dürfte, setzt also die Lenkung von Flugkörpern unter Verwendung eines Trägheitsnavigationssystems eine höchst komplizierte Bordanlage voraus. Zu Beginn dieser Entwicklung war demzufolge auch der äußere Aufwand an Bauelementen recht groß. Die auftretenden Probleme sind dabei in ihren technischen Lösungen sehr kompliziert. So schafft allein die Eliminierung der von Instrumentenfehlern ausgehenden Einflüsse viele zusätzliche Aufgabenstellungen. Durch eine zweckmäßige Konstruktion des Gesamtsystems läßt sich aber auch dafür wieder eine besonders günstige Lösung finden. Bildet man es nämlich als sogenanntes *Schuler-Pendel* aus, so können anfängliche Neigungsfehler der Plattform, Nullpunkt- und Skalenfehler der Beschleunigungsmesser rechnerisch befriedigend erfaßt werden.

Trotz dieser Möglichkeit bleibt natürlich die höchste Anforderung an Präzision für alle beteiligten Bauelemente bestehen. Besonders kritische Elemente aller Trägheitsnavigationsanlagen sind die Beschleunigungsindikatoren und Stabilisierungskreisel, während der gegenwärtige Entwicklungsstand elektronischer Rechenhilfen durchaus den Genauigkeitsanforderungen zu genügen vermag. Bei den Beschleunigungsmessern ist neben höchster Empfindlichkeit, linearer Meßwertwiedergabe, genauer Kenntnis des Proportionalitätsfaktors besonders die Stabilität der Nullpunktlage eine Hauptforderung. Es sei hier angemerkt, daß beispielsweise schon ein Nullpunktfehler von nur 0,003 bis 0,005 g zu erheblichen Fehlortungen führen kann. Die genannten Beträge stellen aber in manchen Fällen nur den zehntausendsten Teil des geforderten Meßbereichs dar. Bei der Fertigung der Stabilisierungskreisel liegt das Hauptproblem in der Reduzierung von Reibungskräften in den Lagern und der Vermeidung jeder Unwucht, weil beides zu einer unerwünschten Auswanderung der Kreiselachse aus ihrer Normallage führt.

Die überragenden Vorteile einer Selbstlenkung mit Trägheitsnavigation liegen klar auf der Hand. Sie ist von Wetterlagen (Sichtbedingungen, Luftströmungen) unabhängig, kann mit gleicher Sicherheit bei Tag und Nacht eingesetzt werden und bleibt außerdem von gewissen geographischen Beziehungen der gewünschten Flugbahn (Äquatornähe oder Polüberquerung, Land oder Meer) völlig unbeeinflußt. Für militärische Zwecke kommt noch hinzu, daß die Funktionen eines Trägheitsnavigationssystems von außen her durch Störungen nicht zu beeinträchtigen sind. Darum werden Lenkverfahren auf dieser Basis eine noch weiter zunehmende Bedeutung für Luftfahrt und Raketentechnik erhalten.

In Verbindungen mit einer bordeigenen, vollautomatischen Programmsteuerung ist in ihnen mit Sicherheit ein erstes Fundament für die Entwicklung von Navigations- und Lenkeinrichtungen künftiger astronautischer Flugkörper zu sehen. Die Verlautbarungen über das Lenksystem der ersten sowjetischen interplanetaren Raumsonde vom 2. Januar 1959 (autonome Programmsteuerung) lassen deutlich erkennen, daß die sowjetischen Raketentechniker diesen Weg schon seit längerer Zeit beschreiten und in dieser Entwicklung zweifellos auch die Führung behaupten. Der mit der Programmstellung übereinstimmende Anflug auf den Mond, mit etwa 7000 km Minimalentfernung, ist in diesem Sinne als ausgezeichnete Anfangsleistung zu werten. Raumraketen werden somit Navigationsanlagen an Bord haben, deren Bezugssystem dann auch raumfest gehalten werden kann, wobei an eine zusätzliche Fesselung des auch hier notwendigen Stabilisierungselements durch automatische Gestirnpeilung gedacht werden könnte. Die konstruktiven Grundlagen dieser „Raumschifflenkung" nach dem Prinzip der Astronavigation werden gegenwärtig schon in verschiedenen Ländern entwickelt.

9 Raketenentwicklung und Bodenanlagen

9.1 Entwicklung und Versuchsbetrieb

Wenn man einmal davon absieht, daß der theoretische und praktische Aufwand in Entwicklung und Fertigung bei Flüssigkeitsraketen zumeist recht erheblich über dem bei Feststoffraketen liegt, lassen sich für den allgemeinen Werdegang derartiger Geräte doch gewisse gemeinsame Richtlinien erkennen. Wegen der universelleren Aussage sollen im weiteren aber unter Raketen stets Geräte mit Flüssigkeitstriebwerk verstanden werden, soweit nicht ausdrücklich anders betont. Die Raketenentwicklung kann nach zwei Grundrichtungen gegliedert werden; die eine verfolgt als Ziel eine vielseitige Grundlagenforschung, die andere eine von vornherein zweckgebundene Zielsetzung in der Entwicklung von Triebwerken und ganzen Raketen vorgegebener Leistung und sonstiger Eigenschaften. Die Situation ist also auch hier nicht anders als in den meisten anderen Zweigen der Entwicklung technischer Geräte. Gewiß wird man eine enge Verbindung zwischen Grundlagenforschung und zweckgerichteter Raketenentwicklung anstreben. So wäre es heute sinnlos, zur Entwicklung einer einfachen Feststoffrakete geringer Leistung tiefschürfende Grundlagenforschung zu betreiben. Die allgemein bekannten Konstruktionsprinzipien liefern ausreichende Ausgangspunkte. Bei der Entwicklung von Flüssigkeitsraketen hoher und höchster Leistung werden sich jedoch noch für längere Zeit Problemstellungen ergeben, die ohne Grundlagenforschung nicht gelöst werden können.

Auf spezielle Aufgaben der Grundlagenforschung für Raketen und Raketentriebwerke kann hier nicht näher eingegangen werden, weil ihre Darstellung im einzelnen viel zu weit führen würde. Es mag der allgemeine Hinweis genügen, daß zu ihrer Lösung praktisch die Mitarbeit oder Zubringertätigkeit fast aller mathematisch-naturwissenschaftlichen und technischen Teildisziplinen Voraussetzung ist. Die Grundlagenforschung beginnt mit der Chemie und Physik der Treibstoffe und Verbrennungsprodukte (Thermodynamik), mit denen dann wieder Fragen im Zusammenhang stehen (Temperatur, Druck, Erosion), die sowohl konstruktive Speziallösungen erfordern als auch schwierige Materialprobleme (Werkstoffe, Metallurgie) aufwerfen. Neben allgemeinen Fragen der Konstruktion und Fertigung (Leichtbauweise, Festigkeit) sind solche der zweckmäßigsten Fördertechnik einschließlich Zubehör (Leitungen, Pumpen, Ventile usw.), der Höchstgeschwindigkeitsaerodynamik (einschließlich aerodynamischer Aufheizung), der Elektronik (Steuerung, Meßgeräte) und noch viele andere zu lösen.

In der Praxis verbindet sich mit der zweckentsprechenden Forschung und Entwicklungsarbeit zu Einzelfragen und gefertigten Bauelementen eine gründliche Versuchs- und Erprobungsarbeit. Dieser Erprobungstätigkeit kommt sowohl in der zweckgebundenen Entwicklung als auch in der Grundlagenforschung allergrößte Bedeutung zu. Sie stellt das Kernstück in der Arbeitspraxis der modernen

Raketenentwicklung dar und reicht vom einfachen Labortest bis zum umfassenden Prüfstandversuch mit dem Triebwerk allein oder sogar mit der ganzen Raketeneinheit. Die anschließenden Betrachtungen sollen einen Einblick in diesen Teil der modernen Raketenpraxis vermitteln. Es wird sich dabei im wesentlichen um Einzelheiten zur Erprobung von Triebwerken und ganzen Raketen handeln.

Wenn man einmal von mit den einzelnen vorangehenden Entwicklungs- und Fertigungsarbeiten verbundenen Vorprüfungen (Maßhaltigkeit usw.) absieht, so beginnt die Prüfung der Bauelemente meist mit pneumatischen und hydraulischen Untersuchungen von Behältern und Leitungssystemen. Besonders kritisch sind Verbindungs- und Stoßstellen in den Leitungssystemen unter Erschütterungs- und Schwingungsbelastungen. Bei den Dichtigkeitsprüfungen mit Druckluft wählt man meist nur einen leichten Überdruck von 1 bis 2 at. Das oberflächliche Bestreichen der untersuchten Teile mit Seifenwasser läßt Fugen und Lecks an den entstehenden Seifenblasen erkennen. Die hydraulischen Tests erfolgen mit dem vorgesehenen Arbeitsdruck und aus Festigkeitsgründen mit noch höheren Drücken. Gleichzeitig werden die elektromechanischen Einrichtungen des Triebwerksystems eingehenden Funktionsprüfungen unterzogen. Das nach diesen Vorprüfungen zusammengebaute Triebwerksystem einschließlich Brennkammerteil wird dann in verschiedenen Spezialtests kontrolliert, die die Funktions- und Betriebssicherheit von Treibstofförderanlage, Ventilen, Einspritzsystem, Zündanlage und Kühlsystem im einzelnen und in ihrem Zusammenwirken betreffen. Auch hierbei wird noch ausschließlich „kalt" gearbeitet, d. h. noch ohne Reaktion der Treibstoffe. Für viele dieser Untersuchungen wird wiederum Wasser als „Betriebsstoff" verwendet. Nach befriedigendem Abschluß alle Vorprüfungen mit „kaltem" Betrieb erfolgt die entscheidende weitere Untersuchung auf dem eigentlichen Prüfstand unter vollen Betriebsbedingungen.

Nur auf dem Prüfstand (Bild 9.1) können die tatsächlichen Werte der Antriebsparameter und andere Eigenschaften des Triebwerks durch Messungen und

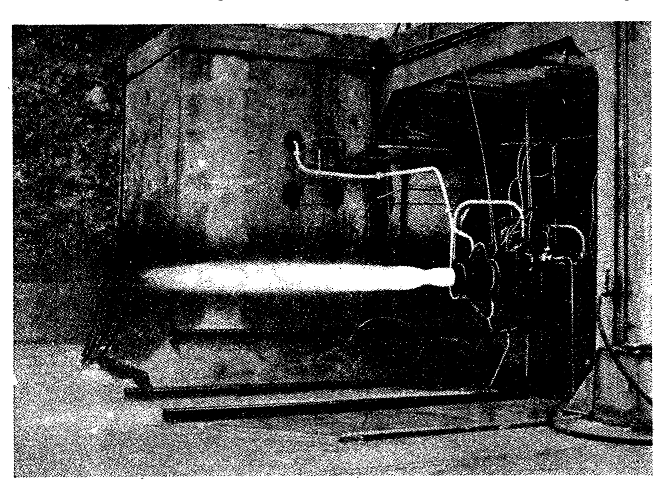


Bild 9.1 Kleinerer Horizontalprüfstand

Beobachtungen unter verschiedenen Bedingungen (Kurz- oder Dauerversuch) ermittelt werden. Der Vergleich mit den Berechnungen liefert die Möglichkeit, die Güte einer Konstruktion festzustellen und gegebenenfalls Grundlagen für Änderungen zu gewinnen. Der Prüfstandversuch steht daher sowohl bei Triebwerkserprobungen für die Grundlagenforschung als auch bei der Entwicklung von Prototypen und Serienausführungen von Triebwerken im Mittelpunkt des Interesses. Hier zeichnen sich Fortschritte und Erfolge zuerst ab.

Der „heiße" Betrieb auf einem Prüfstand für Raketentriebwerke fordert jedoch unbedingt die Berücksichtigung umfassender Sicherheitsmaßnahmen für das Prüfstandpersonal. Das beginnt schon bei der Handhabung der Treibstoffe, die häufig recht unangenehme Eigenschaften haben (Zerfallsneigung, hohe chemische Aktivität usw.). Das mit ihrem Umgang betraute Personal muß daher strengstens nach bestimmten Verhaltensregeln arbeiten und ist in der Praxis

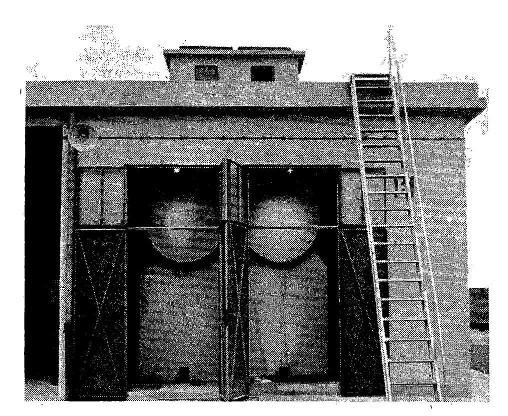


Bild 9.2 Treibstoffbehälter in separaten Boxen

meist noch durch Spezialkleidung geschützt. Für eine absolute Trennung der Treibstoffkomponenten vor ihrem Zusammentreffen in der Brennkammer ist peinlichst Sorge zu tragen. Man bringt sie daher getrennt in besonders gesicherten Anlagen unter, die in ausreichender Entfernung vom Prüfstand liegen müssen. Lediglich ein kleiner Vorrat, meist gerade so viel, wie für den beabsichtigten Versuch benötigt wird, wird in den zum Prüfstand gehörenden Treibstoffbehältern untergebracht, die ihrerseits wieder in gesicherten Spezialabteilungen des Prüfstandkomplexes eingebaut sind (Bild 9.2). Eine schematische Darstellung einer solchen Prüfstandanlage zeigt Bild 9.3. Die einzelnen Abteilungen sind durch hinreichend dicke Betonwände voneinander getrennt. Mit Ausnahme des Steuer- und Meßraums, in dem sich das Prüfstandpersonal befindet, sind alle übrigen Abteilungen wenigstens nach einer Seite offen, um bei ernsthaften Zwischenfällen (explosive Reaktionen) Sprengwirkungen zu verhindern. Aus dem gleichen Grund haben diese Boxen auch nur eine sehr leichte Dachkonstruktion. Bei Einhaltung der Sicherheitsbestimmungen lassen sich aber durchaus mehrere Prüfstandanlagen zu räumlich geschlossenen Einheiten zusammenfassen (Bild 9.4).

Das zu prüfende Triebwerk wird im eigentlichen Prüfraum auf eine besondere Halterung montiert. Die Bedienung wird von einem durch hinreichend dicke Betonwände geschützten Steuer- und Meßraum aus über Fernleitungen vorgenommen. Das arbeitende Triebwerk kann vom Prüfstandpersonal durch schmale

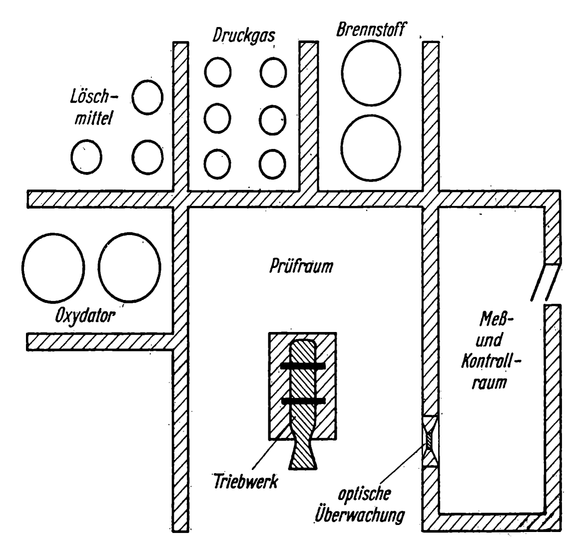


Bild 9.3 Aufbauschema eines Horizontalprüfstands

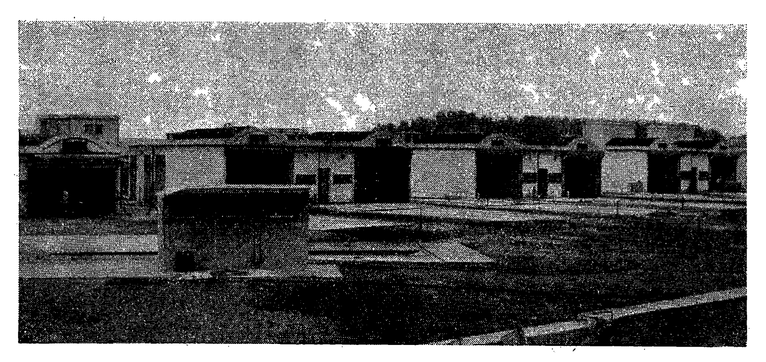


Bild 9.4 Prüfstandkomplex

Panzerglasfenster in der Wand zwischen Kontrollraum und Prüfraum direkt beobachtet werden. Bei besonders gefährlichen Probeläufen erfolgt die Beobachtung zweckmäßig über Fernsehkameras oder Periskope. Die für die Auswertung wichtigen Daten werden durch Meßfühler an die Zentrale übertragen.

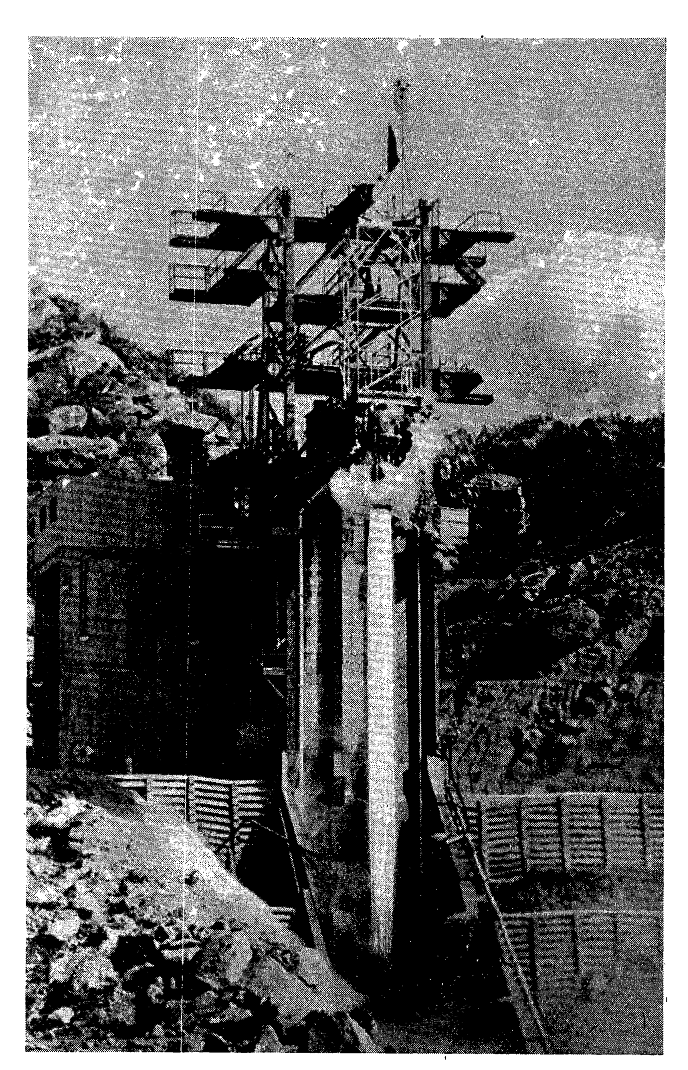


Bild 9.5 Größerer Vertikalprüfstand

Die anzeigenden Geräte befinden sich ebenfalls im Kontrollraum und werden während des Versuchs entweder durchgehend gefilmt, oder die Registrierung erfolgt über Oszillographen. Für besonders große Triebwerkseinheiten bevorzugt man meist Vertikalprüfstände (Bild 9.5). Diese werden häufig so ausgelegt, daß sich sogar die vollständige Rakete in dem Halterungsgerüst unterbringen läßt. Der manchmal 30 bis 40 m lange Feuergasstrahl dieser Triebwerke mit 50, 100, ja sogar 200 und mehr Megapond Schub wird häufig in einen wassergekühlten Betonschacht gerichtet. Der von diesen Höchstleistungstriebwerken verursachte Lärm ist unvorstellbar und zwingt zu einem Aufbau der Versuchsanlage außerhalb normal besiedelter Gebiete.

Zur Instrumentierung für Messungen am arbeitenden Triebwerk kann nur ein allgemeiner Überblick über gewisse Standardmessungen gegeben werden. Selbstverständlich ist die Aufgabenstellung (Entwicklung oder Serienfabrikatprüfung) von entscheidendem Einfluß auf die Ausrüstung des Prüfstands mit Meßinstrumenten. Zu den Standarduntersuchungen gehören Messungen folgender Größen:

1. Kräfte (Triebwerksschub, Strahlwirkungen),
2. Durchsätze (Brennstoff, Oxydator, heiße und kalte Gase),
3. Drücke (Brennstoffsystem, Oxydatorsystem, Pumpenaggregat, Brennkammer, Zündanlage),
4. Temperaturen (Brennkammerwandung, Ausströmdüse, Treibstoff, Kühlmittel, Generator),
5. Funktionsabläufe (Ventilbetätigung, Zündmechanismus, Druckschalterfunktionen),
6. Beanspruchung durch Schwingungen (Tanks, Leitungssysteme, Brennkammer).

Bei den Messungen sind im allgemeinen Summenwerte und Augenblickswerte zu unterscheiden. Als Beispiel für einen Summenwert sei der Treibstoffverbrauch über die gesamte Brennperiode hinweg erwähnt. Die Messung von Augenblickswerten erfordert zwar kompliziertere Meßeinrichtungen, liefert jedoch die wertvolleren Arbeitsgrundlagen. Zur Erfassung von Vorgängen mit zeitlicher Änderung eignen sich natürlich nur Messungen von Augenblickswerten, so vor allem bei Untersuchungen in der Anlaßphase des Triebwerks.

Schub- und Durchsatzmessungen stehen im Vordergrund. Zur Messung des Triebwerkschubs wird entweder die Brennkammer oder das vollständige Triebwerk so in die Halterung auf dem Fundament des Prüfbocks eingefügt, daß es eine gewisse Bewegungsfreiheit in Schubrichtung behält. Die Schubkraft wird dann durch hydraulische oder pneumatische Zwischenelemente auf den eigentlichen Schubindikator übertragen. Die Bewegung des laufenden Triebwerks soll möglichst unter Vermeidung äußerer Widerstandskräfte vor sich gehen. Als bewährte Schubindikatoren gelangen sowohl induktive Kraftmeßdosen (Bild 9.6) als auch alle Arten elektrischer Druckmeßdosen (piezoelektrische, magnetoelastische, kapazitive) zur Anwendung. Das Prinzip eines Zwischenelements zur hydraulischen Übertragung der von der Triebwerkhalterung aufgenommenen Schubkraft auf einen

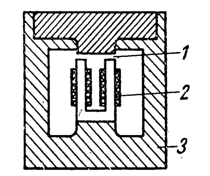


Bild 9.6 Kraftmeßdose
1 Meßspalt; 2 Spule; 3 Stauchkörper

Schubindikator zeigt Bild 9.7. In den Fällen, wo es nicht auf die Erfassung kürzzeitiger Schubänderungen ankommt, lassen sich auch mechanische Federkraftmesser (Dynamometer) oder Massenpendel als Schubkraftanzeiger verwenden. Die Registrierung schneller Änderungen muß jedoch unter Verwendung elektrischer Druckmeßdosen und Übertragung des Meßstroms auf einen Oszillographen erfolgen. Allerdings ist dabei darauf zu achten, daß mechanische Eigenschwingungsfrequenz des Druckindikators und Eigenfrequenz des Meßstroms hinreichend hoch über den zu erfassenden zeitlichen Änderungen (Schwingungen) liegen.

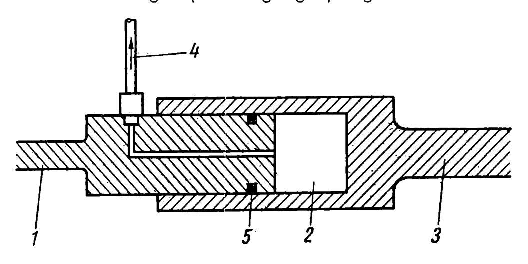


Bild 9.7 Hydraulische Schubübertragung
1 Stempel (am Prüfbock fest); 2 Raum für Druckflüssigkeit; 3 Stempel (beweglich mit Triebwerk); 4 Leitung zum Schubindikator; 5 Dichtung

Bild 9.8 Prinzip des induktiven Schwimmer-Mengenmessers
1 Druckgaszuführung; 2 Schwimmer; 3 Eisenkern; 4 Tauchspule; 5 Flüssigkeitsablauf

Die exakte Bestimmung des Treibstoffdurchflusses in den Brennkammerzuleitungen ist bislang eine meßtechnisch nur wenig befriedigend lösbare Aufgabe. Darum behilft man sich häufig noch mit der einfachen Differenzbildung zwischen Masse oder Volumen des Inhalts der Treibstoffbehälter vor und nach dem Versuch. Mit dieser Methode läßt sich natürlich nur der mittlere Verbrauch je Zeiteinheit bestimmen. Zwischenwerte lassen sich dadurch erfassen, daß die Masse der Treibstoffbehälter samt abnehmendem Inhalt kontinuierlich registriert wird. Aber auch hier sind alle direkten Verfahren zur Erlangung von genauen Augenblickswerten — möglichst über elektrische Anzeige und Registrierung — wertvoller. Die in den Zuleitungen verwendeten Durchflußmesser bieten viele Möglichkeiten zu unerwünschten Störeffekten. Das Prinzip eines induktiven Schwimmer-Mengenmessers (nach *H. G. Mebus*) zur laufenden elektrischen Anzeige der in einem Treibstoffbehälter befindlichen Flüssigkeitsmenge ist in Bild 9.8 dargestellt.

Druckmessungen in den Treibstoffzuleitungen lassen sich relativ einfach mit Hilfe der schon genannten Druckmeßdosen durchführen. Dabei ist vor allem die Kontrolle des Einspritzdrucks wichtig. Eine unmittelbare und gleichzeitig genügend genaue Messung des Brennkammerdrucks ist kaum möglich, weil die

hohen Temperaturen der Verbrennungsprodukte zu vielen schwer bestimmbaren Einflüssen auf das Indikatororgan führen. Eine indirekte Möglichkeit zu seiner Bestimmung besteht in einer rechnerischen Ableitung aus Einspritzdruck, Durchsatz und einigen anderen erfaßbaren Faktoren.

Die Temperatur des Kühlmittels wird mit Thermoelementen ermittelt. Das gleiche gilt auch für die Messung der Brennkammerwandtemperatur auf der Kühlmittel- und auf der Feuerseite, weil es hochhitzebeständige Thermoelemente gibt. Sind solche nicht verfügbar, so kann man sich rechnerisch behelfen, indem die Temperaturerhöhung des Kühlmittels gemessen und die Wärmeleitfähigkeit des Wandmaterials und des Kühlmittels berücksichtigt wird. Größer sind die Schwierigkeiten für direkte Messung der Verbrennungstemperatur. In Anbetracht der zumeist hohen Temperaturwerte (weitaus höher als 2000°C) kommen allein noch optische Methoden (Pyrometer, Spektroskopie) in Frage. Weil diese Methoden sich aber fast ausschließlich auch nur auf Untersuchungen im austretenden Feuergasstrahl anwenden lassen, ergeben sich auf diesem Wege nur Annäherungswerte für die Temperaturverhältnisse in der Brennkammer. Mit ähnlichem Aussagewert läßt sich aber auch hier wieder rechnerisch vorgehen. So kann beispielsweise aus dem spezifischen Treibstoffverbrauch in Verbindung mit dem Expansionsverhältnis auf die Verbrennungstemperatur geschlossen werden.

Sind die Prüfstandversuche für das gesamte Antriebssystem mit zufriedenstellenden Ergebnissen abgeschlossen, so erfolgt meist der Zusammenbau mit dem Raketenkörper und seinen Hilfsanlagen. Dessen aerodynamische Eigenschaften sind zuvor in Windkanalversuchen eingehend untersucht worden, eventuell unter Verwendung von Modellen. Häufig unterwirft man kleinere Geräte, vor allem Raketenwaffen, noch besonderen Untersuchungen und Belastungsproben, um das sichere Funktionieren aller Einbauelemente auch unter schwierigen äußeren Bedingungen, wie Staubeinwirkungen oder sehr niedrige Temperaturen, sicherzustellen. Die endgültige Entscheidung über die Frage, ob das fertige Gerät die geforderten Eigenschaften im Einsatz zeigt, fällt dann bei den Freiflugversuchen auf einem Raketenversuchsfeld.

9.2 Raketenversuchsfeld und Flugerprobung

Für die Flugerprobung von Raketen gelten naturgemäß die gleichen Richtlinien betreffs der Sicherheitsmaßnahmen wie auf den Prüfständen für Triebwerkserprobung. Darüber hinaus ergeben sich aber noch viele zusätzliche Notwendigkeiten einer speziellen Verfahrensweise, die der Tatsache zuzuschreiben sind, daß die Geräte hier vertikal und horizontal frei beweglich sind. Diese Notwendigkeiten betreffen vor allem die Auswahl der geographischen Lage des Versuchsfeldes, seine räumliche Ausdehnung und den Schutz des Versuchspersonals.

Verhältnismäßig anspruchslos ist in dieser Hinsicht die Erprobung kleinerer Raketen (Raketenwaffen). Hier begnügt man sich meist mit der Auswahl eines einigermaßen isolierten Startplatzes in wenig besiedelten Küstengebieten und Verlegung der Flugbahn über eine entsprechende Meeresstrecke. Unter Umständen läßt sich sogar von besonderen Schutzvorrichtungen für das Versuchspersonal absehen. Ein Teil der Kontrolle des fliegenden Gerätes erfolgt meist optisch (Telekamera, Kinotheodolit) vom Boden aus. Im Versuchsflugkörper

gemessene Werte werden über eingebaute Meßwertsender der Bodenstelle gemeldet. Legt man die Flugstrecke nur über Land, so sorgt man meist für Fallschirmrückführung des Versuchsgerätes oder zumindest seiner wertvolleren Teile. Für Spezialzwecke kann aber auch die Erprobung unter Verwendung eines Flugzeugs als fliegender Kontrollstand vorgenommen werden.

Die Ansprüche in bezug auf äußeren Aufwand wachsen naturgemäß enorm an, wenn man zur Flugerprobung von großen Höhen- und Fernraketen mit Flüssigkeitstriebwerken übergehen will. Der Start derartiger Höchstleistungsraketen ist zur Zeit noch immer ein sehr kompliziertes und in vieler Beziehung auch sehr kritisches Unternehmen. Von Versagern in der Startphase sei dabei ganz abgesehen. Selbst wenn militärische Fernraketen im Versuch ohne Kampfladung starten und der Start störungsfrei verläuft, so hat der Aufschlag des zurückkehrenden Gerätes auf der Erdoberfläche eine große zerstörende Wucht. Das gleiche gilt für die Rückkehr von Zelle und Triebwerk bei Höhenraketen. In der Praxis muß außerdem immer mit der Möglichkeit von Fehlstarts gerechnet werden. Ein Versagen des Triebwerks oder der Steueranlage führt dann dazu, daß die Rakete entweder schon unmittelbar am Startplatz oder in der Nähe desselben zu Boden kommt oder irgendwo zwischen Start und Ziel abstürzt. Aus den genannten und noch einigen anderen Gründen erweist es sich also als zweckmäßig und notwendig, die Versuchsfelder für Großraketen möglichst in unbesiedelte Gebiete zu legen. Meist verwendet man Küstenstartplätze (erstmalig in Peenemünde im Großmaßstab praktiziert) und läßt Mittel- und Langstreckenraketen über weite Meeresstrecken fliegen.

Bei der Zerstörung der Rakete ist damit zu rechnen, daß der gesamte noch vorhandene Treibstoff explodiert, was bei einer Menge von einigen zehn Tonnen zu verheerender Wirkung führt. Auslösung und Überwachung der Startphase erfolgen aus einem Spezialbetonbunker, der aus diesem Grund überschwer armiert sein muß. Durch Fernmeßleitungen stehen bis zum Abheben der Rakete die Kontrollgeräte im Bunker mit den entsprechenden Meßgeräten in der Rakete in Verbindung. Später erfolgen Rückmeldungen drahtlos. Kontrolliert werden die wichtigsten Triebwerksfunktionen sowie Steuer- und Lenkeinrichtungen. Bei Steuer- und Lenkversagern kann gegebenenfalls vom Bunker aus über Funk die Rakete in der Luft zerstört werden.

Um Fehlstarts möglichst auszuschließen, geht dem Start einer Großrakete eine Reihe gründlicher Prüfungen des vorbereiteten und schon auf der Startplattform stehenden Gerätes voraus. In vielen Fällen wird sogar mit der fest an die Plattform gefesselten, vollgetankten Rakete ein Brennversuch über die volle Betriebszeit durchgeführt, um ein abschließendes Urteil über das Triebwerksystem zu erhalten. Einzig die Nutzmasse fehlt dabei in der Raketenausrüstung. Nach diesem Standversuch erfolgt eine weitere, letzte Überprüfung der Gesamtanlage. Abschließend wird die Nutzmasse eingebaut und die Rakete für den Freiflug betankt. Bei allen Antrieben mit flüssigem Sauerstoff als Oxydator muß der Zeitraum vom Einfüllen des Sauerstoffs bis zum Start so kurz als irgend möglich gehalten werden, um größere O_2-Verluste zu vermeiden. Zugleich wächst mit zunehmender Startverzögerung die Gefahr der Vereisung von Ventilen und Regelorganen.

Zur Erlangung wichtiger Daten über die Flugbahn und zum Studium des Verhaltens des Gerätes in seiner Bahn kann die Verfolgung einer freifliegenden

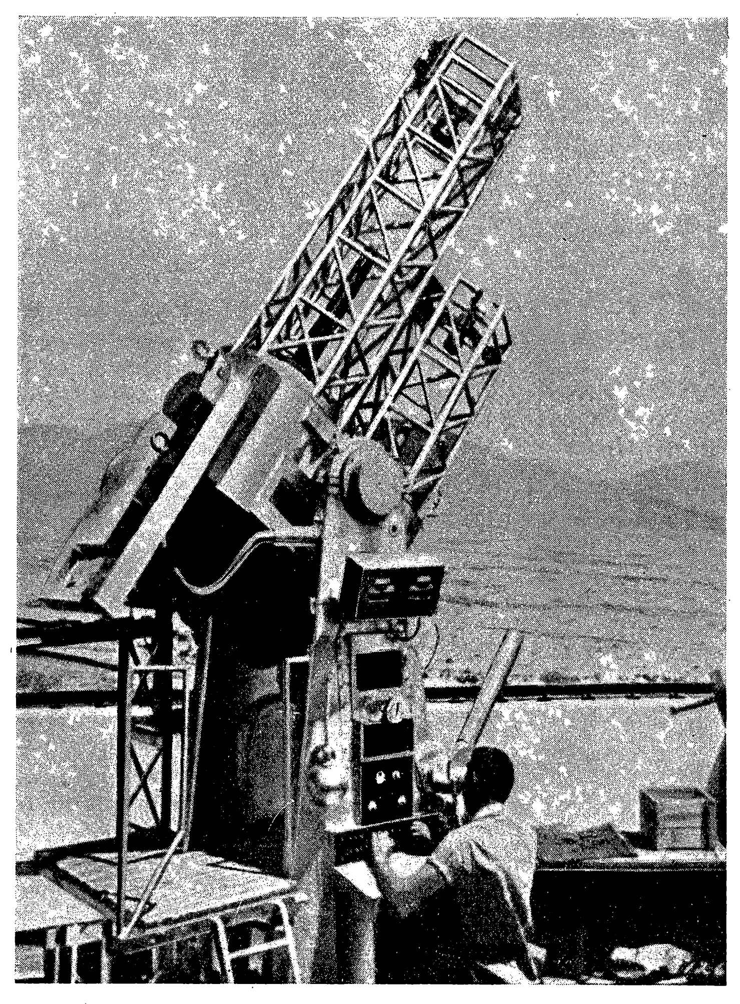


Bild 9.9 Spezial-Spiegelteleskop zur optischen Bahnvermessung

Großrakete zusätzlich vom Boden aus sowohl mit optischen Mitteln (Telekamera, Kinotheodolit) als auch mit Radar durchgeführt werden. In der Praxis setzt man meist mehrere Beobachtungsstationen von jeder Art ein. Radar ist zwar wetterunabhängig, erreicht jedoch nicht die Genauigkeit der optischen Vermessung. Wegen der großen Höhen und Entfernungen reichen bei den optischen Geräten die gewöhnlichen Teleoptiken nicht mehr aus. Deshalb findet man auf Raketenversuchsfeldern optische Geräte für Bahnvermessung, die im Prinzip und äußeren Aufbau astronomischen Fernrohren mit angesetzten Kameras entsprechen. Als besonders vorteilhaft haben sich dabei optische Systeme nach Art der Newton- und Cassegrain-Reflektoren (Bild 9.9) erwiesen.

10 Raketentechnik und Astronautik

Die Verknüpfung der Begriffe Raketentechnik und Astronautik läßt sich, wenn man will, als Programm für die Erfüllung eines ehemals utopischen Wunschtraums charakterisieren, sie könnte aber auch als selbständiges, logisches Endglied einer technischen Sonderentwicklung angesehen werden. Vom historischen Standpunkt aus ist es natürlich nicht zu leugnen, daß es zuerst das Suchen nach einem geeigneten Antriebssystem für den Weltraumflug war, das die Verbindung beider Begriffe schuf. Aber aus der gegenwärtigen Entwicklung heraus könnte man mit einer gewissen Berechtigung diese Beziehung auch anders deuten. Sieht man nämlich die bisher erzielten Erfolge der Raketentechnik als fortschreitende Entwicklung der technischen Praxis an, so ergibt sich die Feststellung, daß allein schon eine weitere Steigerung der Leistung von Raketentriebwerken zur Raumfahrt (Astronautik) führen muß, selbst wenn man bisher an eine derartige Möglichkeit überhaupt noch nicht gedacht hätte! Diese verblüffende, aber durchaus zwingende Schlußfolgerung ergibt sich aus der Tatsache, daß schon die Bahnen von Flugkörpern mit Geschwindigkeiten wenig oberhalb 8 km/s unter gewissen Bedingungen (Satellitenproblem) nicht mehr auf die Erdoberfläche zurückführen, und bei einer Steigerung der Geschwindigkeit über 11 bis 12 km/s hinaus wird eine antriebslose Rückkehr grundsätzlich unmöglich. Eine Rakete mit einer Brennschlußgeschwindigkeit über 12 km/s wird kraft der Naturgesetze zum astronautischen Flugkörper, unabhängig davon, ob dem ein besonderes ideelles Streben nach Raumfahrt vorausgegangen ist.

Auf diese Konsequenz für die moderne Raketentechnik hat besonders *E. Sänger* wiederholt hingewiesen. Selbstverständlich stellt auch er dabei nicht die Priorität des Raumfahrtgedankens „klassischer" Prägung in Abrede. Es kommt vielmehr darauf an zu zeigen, daß die Entwicklung zur Raumfahrt aus sachlicher Konsequenz folgt und nicht mehr allein als Tummelfeld verstiegener wissenschaftlicher Extravaganz angesehen werden darf, unabhängig von den heute kaum zu überblickenden Möglichkeiten zur entscheidenden Vertiefung wissenschaftlicher Erkenntnisse durch Forschungen im freien Weltraum und ihrer friedlichen Anwendung auf die Ausgestaltung des menschlichen Daseins. Der gegenwärtige Stand der Entwicklung fordert also geradezu ein Bekenntnis zur Raumfahrt und damit rückwirkend zur friedlichen, wissenschaftlichen Nutzung der Raketentechnik, denn die Phase der militärischen Raketentechnik wird in der Entwicklung der menschlichen Gesellschaft nur eine Episode bleiben. Ob die kommende Raumfahrt von der einen oder anderen Seite her betrachtet werden sollte — die überragende Bedeutung der Raketentechnik wird nachhaltigst unterstrichen. Man kann daher in gewisser Hinsicht diese Überlegungen auch umkehren. Das heißt, wer „Astronautik" oder „Raumfahrt" oder „Weltraumflug" sagt und ernstgenommen werden will, muß zuerst „Raketentechnik" sagen! Für jeden, der an einer praktischen Verwirklichung der Raumfahrt interessiert ist,

wird somit die Beschäftigung mit der Raketentechnik zu einer unbedingten Notwendigkeit. Eine Diskussion austronautischer Zielsetzungen bleibt ohne die entsprechende reale Einschätzung raketentechnischer Möglichkeiten eine Gedankenspielerei.

Mit anderen Worten, die Beziehungen zwischen Raketentechnik und Astronautik sind in vieler Hinsicht so eng und unlösbar, daß eine Diskussion spezieller astronautischer Projekte ohne gründliche raketentechnische Studien gar nicht erst erfolgen sollte. Andererseits sind aber die Ziele der Astronautik so weit gespannt, daß man Bände füllen würde, wollte man auch nur einigermaßen zufriedenstellend auf das Verhältnis Astronautik—Raketentechnik eingehen. Hinzu kommt, daß man bei den meisten heute diskutierten Projekten noch immer in vielen Punkten stark spekulative Gedanken und Voraussetzungen einführen muß, wodurch der wissenschaftliche Wert derartiger Betrachtungen nur relativ ist. Die Gründe dafür sind verschiedener Natur; nicht zuletzt ist aber einfach die noch ziemlich mangelhafte Breite und Tiefe an speziellen Kenntnissen und Erfahrungen über Weltraumbedingungen verantwortlich. Unter Berücksichtigung dieser Tatsachen und weil in der Gesamtheit der vorliegenden Ausführungen eigentlich nur die Grundlagen der reinen Raketentechnik erläutert werden sollten, wird hier auch von einer eingehenden Darstellung astronautischer Probleme und bestimmter Projekte sowie deren raketentechnischer Basis Abstand genommen. Auf einige allgemeine, abrundende Bemerkungen wird jedoch nicht verzichtet.

Ausschließlich von den weiteren Fortschritten der Triebwerkstechnik wird es abhängig sein, in welchem Umfang zukünftig anspruchsvollere astronautische Unternehmungen durchgeführt werden können. Die Bedeutung aller anderen technischen und wissenschaftlichen Hilfen soll damit auf keinen Fall der Triebwerkstechnik gegenüber herabgesetzt werden. Aber schließlich muß man bei Großunternehmungen (bemannte Experimentalsatelliten, bemannte Großsatelliten, bemannter Mondflug und interplanetare Flüge) immer mit ganz erheblichem Totmasseaufwand rechnen. Dieser kann aber nur bewältigt werden, wenn absolut betriebssichere Triebwerkssysteme hoher und höchster Leistung zur Verfügung stehen. Die Betonung liegt dabei auf „absolut betriebssicher", denn bemannte Raumflüge sollten aus wissenschaftlichem Verantwortungsbewußtsein niemals als Glücksspiel angelegt werden. Doch auch bei Unternehmungen mit größeren unbemannten Raumflugkörpern wird man den Faktor Betriebssicherheit unbedingt gebührend beachten müssen, weil sie materiell und ideell immerhin recht bedeutende Werte repräsentieren. Die Forderung nach Betriebssicherheit dürfte auf Grund des sehr komplizierten Aufbaus des Raumfahrzeugs sowie der vielfältig verknüpften Funktionen seiner Einrichtungen nicht gerade zu den unbedeutendsten Problemen der zukünftigen Entwicklung gehören.

Von den raketentechnischen Antriebsverfahren wurde bisher im wesentlichen nur das Prinzip der thermochemischen Triebwerke betrachtet. Wie schon erwähnt, gibt es jedoch noch verschiedene andere Verfahren zur Erzeugung eines Antriebsstrahls. Diese anderen Verfahren könnte man gemeinsam unter dem Begriff *physikalische Antriebssysteme* zusammenfassen. Einige Hinweise auf die elementaren Funktionsprinzipien dieser Atom-, Ionen- und Photonentriebwerke wurden schon in Abschn. 2.7 gegeben. Es wird hier nochmals darauf hingewiesen, daß die ausschließliche Bevorzugung der thermochemischen Triebwerke in diesem

Buch einen gewichtigen Grund hatte. Nach der Ansicht maßgeblicher Raketentechniker wird das thermochemische Triebwerk unter Umständen noch für mehrere Jahrzehnte eine bedeutende Rolle in der Astronautik spielen. Von den anderen Antriebssystemen liegen nämlich zur Zeit noch keine befriedigenden Entwicklungsergebnisse vor, die einen praktisch brauchbaren und ökonomischen Raketenantrieb auf der einen oder anderen Basis für die nächsten Jahre erwarten lassen.

Für alle physikalischen Antriebssysteme ist der Umstand wichtig, daß man sie wohl kaum jemals von der Erdoberfläche aus einsetzen kann (Strahlungsgefährdung usw.). Daher bliebe auch dann noch dem thermochemischen Raketenantrieb die Aufgabe, den Übergang von der Erdoberfläche zum Bereich des kosmischen Raums zu ermöglichen, in dem andere Triebwerke gefahrlos eingesetzt werden können. Der Entwicklung höchstleistungsfähiger und absolut betriebssicherer Triebwerke auf thermochemischer Basis kommt daher auch für die Zukunft die allergrößte Bedeutung zu. Mit welcher Sorgfalt das in der Raketentechnik führende Land, die Sowjetunion, gerade dem Problem der Betriebssicherheit von Hochleistungs-Gasdruckraketen nachgeht, demonstrieren die bisher erfolgreich aufgelassenen Sputniks und Luniks. Vor allem die weitgehend ähnlichen Bahneinlaufparameter der ersteren lassen erkennen, daß sowohl Antriebsals auch Steuerungssysteme betont auf Betriebssicherheit ausgelegt sind. Eine so vielseitige Ausrüstung wie beispielsweise in Sputnik III und Lunik II kann nur dann ihren Zweck voll erfüllen, wenn projektierter und wirklicher Bahnverlauf übereinstimmen, weil gewisse Instrumente gleich speziell auf wahrscheinlich vorzufindende Bedingungen hin konstruiert werden.

Ein sehr wesentlicher Faktor der Astronautik ist der Beschleunigungsandruck während der Antriebsphase des Raumflugkörpers. Beim bemannten Raketenflug wird durch ihn eine definierte Grenze für das Maß der möglichen Beschleunigung gegeben. Diese darf optimal nur so bemessen sein, daß Schädigungen der lebenden Insassen oder starke Beeinträchtigungen ihrer physiologischen und psychischen Konsistenz unbedingt vermieden werden. Einschlägige Vorarbeiten und Untersuchungen zu dieser und ähnlichen Fragen gehören in den Bereich der Raumfahrtmedizin, deren weitere Entwicklung von grundlegender Bedeutung für das Problem des Menschenfluges in den Kosmos ist. Auch auf diesem Gebiet wird besonders in der Sowjetunion außerordentlich weitblickend und sorgfältig schon seit Jahren gearbeitet. Das Experiment mit der Polarhündin *Laika* in Sputnik II bildete in dieser Reihe einen in allen Punkten wohlvorbereiteten und folgerichtigen ersten Höhepunkt. Im allgemeinen hat sich bei entsprechenden Versuchen ergeben, daß man bei zukünftigen bemannten Raumflügen wohl kaum über eine länger anhaltende Andruckbelastung von optimal 4 bis 6 g wird hinausgehen können. Es wird kurz daran erinnert, daß man in der Astronautik die Größe des wirksamen Andrucks gern in Vielfachen des Wertes g (Fallbeschleunigung) angibt. Daraus ergibt sich für einen Körper in einer mit 4 g im kräftefreien Raum beschleunigten Rakete eine Andruckkraft vom 4fachen Betrag seines Normalgewichts an der Erdoberfläche. Um gewisse Sicherheiten zu haben, wird man wohl noch unterhalb der genannten Werte bleiben. Kurzzeitig wurden von Versuchspersonen jedoch schon 30 bis 40 g ertragen. Aber auch beim unbemannten Raumflug wird man die Geräte nicht mit beliebig großer Startbeschleunigung ablassen können, so vorteilhaft dies aus verschiedenen

Gründen auch wäre. Hier sind Festigkeitsgrenzen des Werkstoffs (Leichtbauweise!) und Fragen der Funktionssicherheit eingebauter elektronischer und sonstiger Hilfsgeräte ausschlaggebend.

Auf die vielseitigen Erscheinungen, die sich aus der bei antriebslosem Flug auftretenden *Schwerelosigkeit* ergeben, soll hier nicht weiter eingegangen werden, weil sie nicht als positive Folge der Triebwerksfunktion zu betrachten sind. Sie gehören vielmehr gleichfalls dem Gebiet der Raumfahrtmedizin an und nicht dem der Raketentechnik. Die Meinungen der Fachleute gehen zudem noch ziemlich darüber auseinander, welchen Einfluß die länger anhaltende Schwerelosigkeit auf den menschlichen Organismus ausüben wird. Ein übertriebener Optimismus, der das Befinden im Zustand der Schwerelosigkeit als „herrlich" oder „traumhaft" und die dazugehörigen Erlebnisse als „amüsant" ansehen möchte, dürfte jedoch auf jeden Fall unzutreffend sein.

Ähnlich liegen die Verhältnisse für eine Beurteilung der Einflüsse, die durch die verschiedenen Arten der kosmischen Strahlung und meteoritischen Materie bei bemannten Raumflügen in Erscheinung treten werden. Mit absoluter Sicherheit läßt sich auch hier heute noch kein abschließendes Urteil bilden. Es scheint lediglich, daß die Meteoritengefahr bislang etwas überschätzt wurde, während dafür die Strahlungswirkung in einem Raumschiff wesentlich wirksamer ausfallen wird, als man noch vor wenigen Jahren abschätzte. Dies gilt zumindest für den Strahlungsanteil, der zu Lasten der neuentdeckten Strahlungsgürtel geht. Es ist denkbar, daß sich die Strahlungsgefahr allgemein als so bedeutend für den menschlichen Organismus erweist, daß vorläufig an einen bemannten Raumflug aus wissenschaftlicher Verantwortlichkeit nicht gedacht werden kann. Aber selbst wenn dies der Fall sein sollte, so würde damit nicht das Ende des Raumfahrtgedankens verbunden sein, denn wie dem auch sei, Raumfahrt ist kein Programm unbefriedigter Abenteuersucht, sondern ein bedeutender Teil der zukünftigen Entwicklung von Wissenschaft und Technik. Daher wird es im Endeffekt völlig gleichgültig sein, ob der Mensch selbst direkt in seinem frei durch den Raum fliegenden kosmischen Laboratorium sitzt oder aber eine höchstentwickelte Technik der Automatisierung und Fernmessung dafür sorgt, daß der Mensch ungefährdet auf der Erde verbleiben kann, trotzdem aber die gewünschten Angaben aus dem kosmischen Raum gemeldet erhält. Es wäre unwissenschaftlich und darum schädlich, wollte man Astronautik nur wegen der eventuellen Möglichkeit des bemannten Raumfluges als erstrebenswertes Zukunftsziel technisch-wissenschaftlicher Entwicklung ansehen.

Ein weiterer negativer Faktor des bemannten interplanetaren Fluges ist das Zeitproblem. Unter *Zeitproblem* seien hier die unter Berücksichtigung der gewöhnlichen Kepler-Newton-Bahnmechanik resultierenden Flugzeiten von Planet zu Planet verstanden. Thermochemische Triebwerke können aus energetischen Gründen nur einen Einflug in sogenannte *Übergangsellipsen* ermöglichen. Das heißt, nach relativ kurzer Antriebszeit auf der Einflugbahn wird der Rest des Weges antriebslos in der Übergangsbahn zurückgelegt. Zwangsläufig sind damit unangenehm lange Flugzeiten verbunden. Im einzelnen sei auf eine Darstellung der Verhältnisse verzichtet; festgehalten zu werden verdient lediglich, daß auch unter den günstigsten Bedingungen Reisezeiten von mehreren hundert Tagen zu erwarten sind. Die vielseitige Problematik eines derartigen Unternehmens liegt auf der Hand. Ob eine Möglichkeit besteht, diese ungünstigen Verhältnisse

durch entsprechend leistungsfähigere physikalische Antriebssysteme (Atom-, Ionen-, Photonenraketen) entscheidend zu verbessern, hängt vorläufig noch von rein praktischen Fragen zur Entwicklung derartiger Antriebe ab. Mit thermochemischen Triebwerken Vorstöße in fremde Sonnensysteme oder gar ferne Milchstraßensysteme ausführen zu können, wird für immer unmöglich bleiben.

Die häufig mehr oder weniger sachkundig diskutierten Aussichten auf einen Raumflug mit angenäherter Lichtgeschwindigkeit durch Photonenantrieb gehören heute noch weitgehend in den Bereich der physikalischen Spekulation. Dies beeinflußt natürlich auch die daraus gefolgerten theoretischen Konsequenzen, wie zum Beispiel der *relativistischen Zeitdilatation.*

Der Weg zu dieser höchstentwickelten Antriebstechnik (Photonenraketen) ist heute noch nicht einmal in seinen wesentlichsten praktischen Zügen zu erkennen. Das Zeitalter der praktischen Astronautik hat am 4. Oktober 1957 unter Ausnutzung des thermochemischen Raketentriebwerks begonnen. Diesem Triebwerkstyp und den grundlegenden Prinzipien seiner Funktion wird auch in der Zukunft maßgebliche Bedeutung in der weiteren Entwicklung der Raketentechnik und Astronautik zukommen.

11 Literaturverzeichnis

Allgemeine und umfassende Darstellungen

Congreve, W.: Die Einzelheiten des Raketen-Systems. London: Whiting 1814.
Ziolkowski, K. E.: Eine Rakete in den kosmischen Raum. Kaluga: 1903 und 1924.
Ziolkowski, K. E.: Erforschung der Weltenräume mittels Rückstoßantrieb. Kaluga, Petersburg: 1913/14.
K *Goddard, R. H.*: Eine Methode zur Erreichung größter Höhen. Misc. Coll. Smiths. Inst., Vol. 71, Nr. 2 (1919).
Oberth, H.: Die Rakete zu den Planetenräumen. München: R. Oldenbourg 1923.
Hohmann, W.: Die Erreichbarkeit der Himmelskörper. München: R. Oldenbourg 1925.
Valier, M.: Raketenfahrt. München, Berlin: R. Oldenbourg 1928.
Noordung, H.: Das Problem der Befahrung des Weltraumes — Der Raketenmotor. Berlin: Schmidt u. Co. 1929.
Oberth, H.: Wege zur Raumschiffahrt. München: R. Oldenbourg 1929.
Zander, F. A.: Das Problem des Fluges mit Raketenapparaten, 1. Aufl. 1932. Moskau: Oborongis 1947 (russ.).
Sänger, E.: Raketenflugtechnik. München: R. Oldenbourg 1933.
Langemaak, G. E., u. *Gluschko, W. P.*: Raketen — Ihr Aufbau und ihre Verwendung. Moskau: Onti 1935 (russ.).
Ziolkowski, K. E.: Arbeiten auf dem Gebiet der Raketentechnik. Moskau: Oborongis 1947 (russ.).
Gilsin, K. A.: Raketenantriebe. Moskau: Oborongis 1950 (russ.).
Kölle, H. H.: Probleme aus der Astronautischen Grundlagenforschung, Sammelbd. d. Vorträge vom III. Internationalen Astronautischen Kongreß in Stuttgart 1952. Stuttgart-Zuffenhausen: Gesellschaft f. Weltraumforschung 1952.
Stemmer, J.: Raketenantriebe. Zürich: Schweizer Druck- und Verlagshaus AG 1952.
Stemmer, J.: Probleme der Weltraumforschung, Sammelbd. d. Vorträge vom IV. Internationalen Astronautischen Kongreß in Zürich 1953. Biel-Bienne (Schweiz): Laubscher u. Cie 1954.
Kölle, H. H., u. *Kaeppeler, H. J.*: Literaturverzeichnis der Astronautik. Tittmoning: Verlag W. Pustet 1954.
Sinjarew, G. B., u. *M. W. Dobrowolski*: Flüssigkeitsraketentriebwerke. Moskau: Oborongis 1955 (russ.).
Partel, G.: Technisches Wörterbuch für Raketen und Weltraumfahrt. Rom: Associazione Italiana Razzi 1955 (ital., dtsch., engl., franz.).
Hecht, F.: Bericht über den V. Internationalen Astronautischen Kongreß in Innsbruck 1954, Sammelbd. d. Vorträge. Wien: Springer-Verlag 1955.

Feodosjew, W. I., u. *G. B. Sinjarew*: Einführung in die Raketentechnik. Moskau: Oborongis 1956 (russ.).
Sutton, G. P.: Grundlagen des Raketenantriebs, 2. Aufl. New York: J. Wiley and Sons Inc. 1956 (engl.).
Mielke, H.: Der Weg ins All. Berlin: Verlag Neues Leben 1957.

Theoretische Grundlagen, Ballistik

Ackeret, J.: Zur Theorie der Raketen. Helv. Phys. Acta, Vol. 19 (1946).
Kooy, J. M. J., u. *Uytenbogaart, J. W. H.*: Ballistik der Zukunft. Haarlem (Niederld.): Technical Publishing Co., H. Stam, 1947.
Schaub, W.: Weltraumflug, Physikalische und atronomische Grundlagen. Bonn: Ferd. Dümmlers Verlag 1949.
Sommerfeld, A.: Mechanik, Bd. 1 d. Vorlesungen über Theor. Physik, 4. Aufl. Leipzig: Akademische Verlagsgesellschaft Geest und Portig 1949.
Vertregt, M.: Berechnung von Stufenraketen. Sammelbd. d. V. IAK in Innsbruck 1954, S. 157–161 (engl.).

Treibstoffe, Antriebsquellen

Sänger, E.: Zur Theorie der Photonenraketen. Ing. Archiv, Bd. 21, H. 3 (1953), S. 213—226.
Kruska, E.: Das Walter-Verfahren, ein Verfahren zur Gewinnung von Antriebsenergie. VDI-Z., Bd. 97, H. 3, 9, 21, 24 (1955).
Stettbacher, A.: Energie, Zusammensetzung und Auspuffgeschwindigkeit chemischer Raketentreibstoffe. Explosivstoffe, Bd. 4, H. 2 (1956).

Thermodynamik, Arbeitsweise der Raketentriebwerke

Tschaplygin, S. A.: Über Gasstrahlen. Ann. Univ. Moskau, Math. Phys., 1902 (russ.).
Frankl, F. I., u.a.: Grundlagen der Gasdynamik. Abh. Zentralinst. f. Aerohydrodynamik, F. 364, (1934) (russ.).
Frankl, F. I.: Zum Problem der inneren Ballistik. Techn. Aufz. Zentralinst. f. Aerohydrodynamik, Nr. 52 (1934) (russ.).
Frankl, F. I.: Zur Theorie der Laval-Düse. Nachr. Akad. Wissensch. d. UdSSR, Math. Ser., Bd. 9 (1945) (russ.).
Puschmann, G.: Die Grundzüge der technischen Wärmelehre, 13. Aufl. Leipzig: Fachbuchverlag 1953.
Abramowitsch, G. N.: Angewandte Gasdynamik, 4. Aufl. Moskau: Gostechisdat 1953 (russ.).
Bolgarski, A. W., u. *W. K. Stschukin*: Arbeitsprozesse in Flüssigkeitsraketentriebwerken. Moskau: Oborongis 1953 (russ.).
Sänger, E.: Thermodynamik der Raketen. Luftfahrttechnik, Bd. 1, H. 1 (1955), S. 14—18.
Sedow, L. I.: Theoretische Gasdynamik an der Moskauer Universität. Sowjetwissensch., Naturw. Beiträge, Jg. 1956, H. 1, S. 77—97.

Skripkin, W. A.: Die Über- und Unterschallausströmung eines ebenen Gasstrahles aus einer parallelwandigen Düse nahe der Schallgeschwindigkeit. Appl. Math. Mech., Bd. 19 (1955), S. 89—98 (russ.).
Schmidt, E.: Thermodynamik, 6. Aufl. Berlin-Göttingen-Heidelberg: Springer-Verlag 1956.
Faltin, H.: Technische Wärmelehre, 3. Aufl. Halle: VEB Wilhelm Knapp Verlag 1956.

Konstruktion, Technologie, Werkstoffe

Eisenkolb, F.: Neuartige Hochtemperaturwerkstoffe. Wissensch. Ann., 4. Jg., H. 10 (1955),
Fitzer, E.: Die Entwicklung hochtemperaturbeständiger Werkstoffe für die Luft- und Weltraumfahrt. Sammelbd. d. V. IAK in Innsbruck 1954, S. 59—71.
Kieffer, R., u. *Benesovsky, F.*: Gesinterte Hochtemperaturwerkstoffe. Sammelbd. d. V. IAK in Innsbruck 1954, S. 210—220.
Kölle, H. H.: Der Einfluß der Auslegung der Turbopumpe auf die Flugleistung einer Großrakete. Sammelbd. d. V. IAK in Innsbruck 1954, S. 59—71.
Jurjew, I. M.: Zur Berechnung von Düsen. Appl. Math. Mech., Bd. 19 (1955), S. 103—105 (russ.).
Engel, R.: Entwurfsverfahren für Höhenraketen mit Preßgasförderung. Sammelbd. d. V. IAK in Innsbruck 1954, S. 178—182.
Samozwanzew, M. P.: Die Verdampfung der Flüssigkeit von der Oberfläche einer der Länge nach beströmten Platte, Teploenergetika, Bd. 3, H. 5 (1956), S. 34—40 (russ.).
Labunzow, D. A.: Über den Einfluß von konvektiver Wärmeübertragung und von Inertialkräften auf den Wärmeaustausch bei laminarer Strömung eines Kondensatfilmes. Teploenergetika, Bd. 3, H. 12 (1956), S. 47—50 (russ.).
Zaehringer, A. J., u. *Nolau, R. M.*: Überblick über Flugkörper-Werkstoffe. Missiles and Rockets, März (1958) (engl.).

Forschungsraketen, Höhenforschung, Satelliten

Rachmatulin, Ch. A.: Einige Probleme der Aerodynamik hoher Geschwindigkeiten. Kand. Diss., Staatl. Univ-Moskau, 1937 (russ.).
Wawilow, W. S.: Sonnenbatterien aus Silizium als elektrische Versorgungsquelle von künstlichen Erdsatelliten. Usp. fis. nauk., Bd. 63, H. 1 (1957), S. 123 bis 129 (russ.).
Gringauz, K. I., u. *Zelikman, M. Ch.*: Messung der Ionenkonzentration längs der Bahn eines künstlichen Erdsatelliten. Usp. fis. nauk, Bd. 63, H. 1 (1957), S. 239—252 (russ.).
Poloskow, S. M., u. *Nadarowa, T. N.*: Untersuchung der festen Komponente der interplanetaren Materie mittels Raketen oder künstlicher Erdsatelliten. Usp. fis. nauk, Bd. 63, H. 1 (1957), S. 253—263 (russ.).
Ochosimski, D. E., u. *Enejew, T. M.*: Einige Variationsaufgaben zum Start eines künstlichen Erdsatelliten. Usp. fis. nauk, Bd. 63, H. 1 (1957), S. 5—32 (russ.).

Ochosimski, D. E.: Bestimmung der Lebensdauer eines künstlichen Erdsatelliten und Untersuchung der langzeitigen Störungen seiner Bahn. Usp. fis. nauk, Bd. 63, H. 1 (1957), S. 33—50 (russ.).
Taratinowa, G. P.: Über die Bewegung eines künstlichen Erdsatelliten im nichtzentralsymmetrischen Schwerefeld der Erde bei Berücksichtigung des Luftwiderstandes. Usp. fis. nauk, Bd. 63, H. 1 (1957), S. 51—58 (russ.).
Faust, H.: Die Bedeutung der künstlichen Erdsatelliten für die Meteorologie. Naturw. Rundschau, Bd. 10, H. 4 (1957), S. 137–141.
Ginsburg, W. L.: Satellitenexperimente zur allgemeinen Relativitätstheorie. (Übers.). Naturw. Rundschau, Bd. 10, H. 3 (1957), S. 105–106.

Flugzeugraketentriebwerke, Startraketen

Baxter, A. D.: Flugzeug-Raketentriebwerke. Aircraft Engng., Vol. XIX, Nr. 22 (1947), S. 249–257 (engl.).
Kölle, H. H.: Über die Wirtschaftlichkeit von Wasserdampfraketen als Horizontalstarthilfen. FPS-Mitt., Nr. 2 (1954).
Kaiser, H. K.: Raketentriebwerke in der Luftfahrt. Luftfahrttechn., Bd. 2, H. 2 (1956), S. 30–32.
Michely, W.: Heißwasser-Raketen. FPS-Mitt., Nr. 6 (1956), S. 143–158.

Steuerung, Lenkung, Elektronik

Merten, R.: Hochfrequenztechnik und Weltraumfahrt. Stuttgart: S. Hirzel Verlag 1951.
Müller, F.: Leitfaden der Fernlenkung. Garmisch-Partenkirchen: Deutsche Radar-Verlagsgesellschaft m.b.H. 1955.
Kooy, J. M.: Über automatische innere und äußere Kontrolle von Fernraketen, Sammelbd. d. V. IAK in Innsbruck 1954, S. 168—177 (engl.).
Miesner, E. W.: Die elektrische Steuerung von Raketen. Elektrowelt, H. 19 (1957), S. 369—372.
Eissner, A.: Meßwertübertragung aus Raketen. Fernmeldetechn. Zeitschr., Jg. 1954, H. 7, S. 217—220.

Bodenorganisation, Erprobung

Sänger, E.: Schubmessungen an Triebwerken mittels Impulsrechen. Arsenal de l'Aéronautique, E5/192, 1949.
Hylkema, G. G., u. a.: Ein zentrales Daten-Erfassungssystem für ein Strahlantrieb-Laboratorium. Electr. Engng., Vol. 70 (1951), S. 957 (engl.).
Bredt, I.: Grundsätzliches über spektroskopische Verfahren zur Messung von Temperaturen und Geschwindigkeiten sehr heißer und sehr schnell strömender Feuergase. Z. f. Elektrochemie, Vol. 56, Nr. 1 (1952).

Raumraketen, Astronautik

Kondratjuk, J. W.: Die Eroberung des interplanetaren Raumes. Moskau: Oborongis 1947 (russ.).

Sternfeld, A.: Der Flug in den Weltraum. Moskau: Gostechisdat 1949 (russ.).
Zaehringer, A. J.: Feste Treibstoffe und Astronautik. Sammelbd. d. V. IAK in Innsbruck 1954, S. 13—17, (engl.).
Sänger, E.: Zur Mechanik der Photonen-Strahlantriebe. FPS-Mitt., Nr. 5 (1956).
Jegorow, W. A.: Über einige Aufgaben der Dynamik des Fluges zum Mond. Usp. fis. nauk, Bd. 63, H. 1 (1957), S. 73—117 (russ.).
Balachowski, I. S., u. *Malkin, W. B.*: Biologische Probleme des Raumfluges (Übers.). Naturw. Rundschau, Bd. 10, H. 5 (1957), S. 173—177.

12 Sachwörterverzeichnis